

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İTÜ pSAT II: YÖNELİM KONTROLÜNE SAHİP NANO UYDULAR İÇİN
YÜKSEK YETERLİLİKLİ PLATFORM GELİŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mehmet Caner AKAY

Disiplinlerarası Ana Bilim Dalı

Savunma Teknolojileri Programı

HAZİRAN 2012

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İTÜ pSAT II: YÖNELİM KONTROLÜNE SAHİP NANO UYDULAR İÇİN
YÜKSEK YETERLİLİKLİ PLATFORM GELİŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Mehmet Caner AKAY
(514101008)**

Disiplinlerarası Ana Bilim Dalı

Savunma Teknolojileri Programı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Gökhan İNALHAN

HAZİRAN 2012

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 514101008 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Mehmet Caner AKAY**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**İTÜ pSAT II: YÖNELİM KONTROLÜNE SAHİP NANO UYDULAR İÇİN YÜKSEK YETERLİLİKLİ PLATFORM GELİŞTİRİLMESİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Gökhan İNALHAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Metin Orhan KAYA
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **04 Mayıs 2012**
Savunma Tarihi : **04 Haziran 2012**

ÖNSÖZ

İlk olarak bana, projemizde bulunan araştırma ekibiyle çalışma fırsatı veren ve yardımlarını esirgemeyen danışmanım Doç.Dr. Gökhan İnalhan'a minnetlerimi sunarım. Kendisi sabrıyla, yüksek bilgi birikimiyle ve geniş vizyonuyl bana iyi bir öğretici ve rehber olmuştur.

Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı içerisinde benden desteklerini, bilgilerini esirgemeyen ve bana her daim yardımcı olmaya çalışan Emre Koyuncu, Melih Fidanoğlu, Elgiz Başkaya, Nazım Kemal Üre, Melahat Cihan, Seher Durmaz, Utku Eren, Aykut Çetin ve Bahadır Armağan'a teşekkür ederim. Yapılan çalışma sistem mühendisliği olduğundan her birinin gösterilen alt sistemlerin yapılmasında katkıları bulunmuştur.

Ek olarak benden desteklerini esirgemeyen bütün arkadaşlarıma özellikle Çağatay Kadir Aktaş'a teşekkür ederim.

Projemiz boyunca TÜBİTAK 108M523 no'lu projeden mali destek sağlayan TÜBİTAK'a teşekkür ederim.

Son olarak bana her zaman güvenen, sevgilerini esirgemeyen ve manevi destek sağlayan anneme, babama ve ablama sonsuz teşekkür ederim.

Haziran 2012

Mehmet Caner Akay
Makina Mühendisi

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER.....	vii
KISALTMALAR.....	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xix
SUMMARY.....	xxi
1. GİRİŞ	25
1.1 Küp Uydu Çalışmaları ve Sonuçları.....	25
1.1.1 İTÜ pSAT I.....	26
1.1.2 Diğer çalışmalar	26
1.2 Tezin Amacı.....	28
2. NANO UYDU BUS SİSTEMİ VE MİMARİSİ.....	35
2.1 Uçuş Bilgisayarı	36
2.2 Kiss Bus Sistemi.....	39
2.3 Kamera Sistemi	40
2.3.1 Kamera arayüz devresi	40
2.3.1.1 Mikro denetleyici birimi	41
2.3.1.2 Güç çevirici ve pil kontrol birimi	42
2.3.1.3 Görüntü depolama birimi	43
2.3.2 Kamera.....	44
2.3.2.1 Kamera demontajı.....	46
2.3.2.2 Kamera yeniden boyutlandırılması.....	46
2.3.2.3 Kamera prototipi.....	47
3. YÖNELİM BELİRLEME VE KONTROL SİSTEMİ	49
3.1 Yönelim Belirleme ve Kontrol Bilgisayarı.....	51
3.1.1 YBKS işlemcisi Blackfin.....	51
3.1.2 Atalet algılayıcısı IMU	53
3.1.3 Manyetik alan ölçer	54
3.1.4 Güneş algılayıcısı	54
3.1.5 GPS.....	55
3.2 Üç Eksen Mikro Moment Kontrol Cihazı.....	56
3.2.1 Tepki tekeri motoru	58
3.2.2 Tepki tekeri sürücü kartı.....	59
3.3 Manyetik Tork Burucu	61
3.3.1 Manyetik tork üretici özellikleri	61
3.3.2 Manyetik tork üretici donanımı	62
3.3.3 Manyetik tork üretici sürücüsü	64
4. YILDIZ İZLEYİCİ	67
4.1 Görüntü Sensörü.....	68
4.2 İşlemci Birimi.....	68

4.3 Yıldız İzleyici Yazılım Tasarımı	70
5. MİKRO PALS PLAZMA İTKİ CİHAZI	73
6. YÖNELİM BELİRLEME VE KONTROL YAZILIM TASARIMI	77
6.1 Yönelim Kontrol Algoritmaları	79
6.1.1 Rotasyonel kinetik enerji sönümleyici	79
6.1.1.1 Rotasyonel kinetik enerji sönümleyici performansı	81
6.1.2 Hassas yönelim kontrol modu	83
6.1.2.1 Hassas yönelim kontrolörü performansı	84
6.2 Yönelim Belirleme Algoritmaları	87
6.2.1 Algılayıcılar	87
6.2.1.1 Güneş algılayıcısı	87
6.2.1.2 Manyetik ölçer	88
6.2.1.3 Jirooskop	88
6.2.2 Genişletilmiş kalman süzgeci ile yönelimin kestirilmesi	89
6.2.3 Yazılım içinde test örneği	91
7. YAPI VE MEKANİZMALAR	97
7.1 Modüler Uydu Yapıları	97
7.1.1 Konsept uydu temel sistem mühendisliği çizelgeleri	100
7.2 Tasarım Felsefesi	103
7.2.1 Konsept uydu yapıları ve yerleşim örnekleri	104
7.2.1.1 Konsept 1	104
7.2.1.2 Konsept 2	106
7.2.1.3 Konsept 3	108
7.2.2 Yapısal malzeme seçimi	108
7.2.3 Fırlatma aracı fırlatma ortamı ve yükler	109
7.3 Analizler	112
7.4 Açılabilir Manyetik Boom ve Güneş Paneli Mekanizmaları	114
7.5 Kompozit Güneş ve Gövde Paneli Uygulamaları	117
8. TEST SİSTEMLERİ	119
8.1 Uzay Yönelim Test Cihazı	119
8.1.1 Donanım	120
8.1.1.1 Helmholtz sargı sistemi	120
8.1.1.2 Sürtünmesiz hava tablası	121
8.1.1.3 Döner tabla sistemi	122
8.1.1.4 Rack bilgisayarları	123
8.1.1.5 KEPCO bipolar işlemsel güç kaynağı	123
8.1.1.6 Modem	125
8.1.1.7 Bütünleşmiş donanım	125
8.1.2 Test konfigürasyonları	127
8.1.2.1 Yazılım destekli sistem	127
8.1.2.2 Donanım destekli test sistemi	129
8.1.2.3 Yazılım ve donanım destekli test sistemi	129
8.2 Yazılım tanımlı radyo sistem uygulaması	132
8.2.1 Yazılım tanımlı radyo (software defined radio)	132
8.2.2 Universal software radio peripheral (USRP)	132
8.3 Mikro-Newton İtke Ölçüm Cihazı	133
9. TEST PLANI SÜRECİ VE SONUÇLARI	135
9.1 Titreşim Testleri ve Sonuçları	138
9.1.1 Quasi-Statik yük testleri	140
9.1.2 Şok testleri	140

9.1.2.1 Yanal eksen	140
9.1.2.2 Uzunlamasına eksen	142
9.1.3 Rezonans etüdü	143
9.1.3.1 X eksen.....	144
9.1.3.2 Y eksen.....	145
9.1.3.3 Z eksen	146
9.1.4 Sinüs titreşimi testi	147
9.1.5 Rastgele titreşim testi.....	149
9.2 Vakum Testi.....	150
9.3 Termal Çevrim Testi.....	152
9.4 Fonksiyonel Testler	153
10. SONUÇ VE GELECEK ÇALIŞMALAR	157
KAYNAKLAR.....	161
ÖZGEÇMİŞ	163

KISALTMALAR

ADCS	: Attitude Determination and Control System
CAD	: Computer Aided Drafting
COTS	: Commercial Off-The-Shelf
CSKB	: Cubesatkit Bus
EPS	: Electronic Power System
IMU	: Ataletsel Ölçüm Sistemi
KB	: Kiss Bus
OBC	: On-Board Computer
PSLV	: Polar Satellite Launch Vehicle
YBKS	: Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi
SPI	: Serial Peripheral Interface
CAN	: Controller Area Network
ROM	: Read Only Memory
RAM	: Random Access Memory
GPS	: Global Positioning System
DSP	: Digital Signal Processing
ADC	: Analog to Digital Converter
DAC	: Digital to Analog Converter
LEO	: Low Earth Orbit
PWM	: Pulse Width Modulation
uPPT	: Mikro Pulse Plasma Thruster
ÖGT	: Örnek Görev Tasarım
COMM	: Communications
CAD	: Computer Aided Design
PCB	: Printed Circuit Board
PPOD	: Poly-Picosatellite Orbital Deployer
HIL	: Hardware In-the-Loop
BOP	: Bipolar Operational Power
USRP	: User Defined Software Radio
POD	: Picosatellite Orbital Deployer
SIL	: Software In-the-Loop

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1	: Küp uydu boyutları	25
Çizelge 2.1	: Mikro denetleyici özellikleri küp uydu boyutları	42
Çizelge 2.2	: NCP3170 entegresi genel özellikleri	43
Çizelge 2.3	: Sony nex-5 özellikleri	44
Çizelge 2.4	: Sony 18-55mm lens özellikleri	45
Çizelge 3.1	: Yörünge bozuntu torkları (700 km)	50
Çizelge 3.2	: Algılayıcı özellik listesi	53
Çizelge 3.3	: Reaksiyon tekeri özellikleri	58
Çizelge 3.4	: Manyetik tork üretici özellikleri	61
Çizelge 3.5	: Sıcaklık algılayıcısı özellikleri	62
Çizelge 4.1	: Görüntü sistemi ve özellikleri	68
Çizelge 4.2	: Bilgisayar sistemi beagleboard rev c4 ve özellikleri	69
Çizelge 7.1	: Sistem ağırlık ve güç kullanım bütçeleri	101
Çizelge 7.2	: Konsept uydu tasarımı için üretim malzemesi seçimi karşılaştırması	109
Çizelge 7.3	: PSLV roket üzerinde maruz kalınan yükler	111
Çizelge 7.4	: PSLV roket üzerinden fırlatılacak uydularının temel frekans istekleri	111
Çizelge 7.5	: Konsept için doğal frekanslar	114
Çizelge 9.1	: Uydular için standart mühendislik ev uçuş modeli test matrisi	135
Çizelge 9.2	: Rezonans etüdü girdileri	143
Çizelge 9.3	: Sinüs titreşim testi verilmesi gereken girdileri	147
Çizelge 9.4	: Sinüs titreşim testi güncellenmiş girdileri	147
Çizelge 9.5	: Rastgele titreşim test seviyeleri-kabul ve yeterlilik	149

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1	: Proje kapsamında geliştirilen temel mühendislik modeli.	28
Şekil 1.2	: Geliştirilen mühendislik modeli.	29
Şekil 1.3	: YBKS entegre katmanı	30
Şekil 1.4	: Entegre uydu ana bus sistemi.	30
Şekil 1.5	: Uydu görüntüleme sistemi prototipi	31
Şekil 1.6	: Üstünde panel açma teknolojisi uygulaması yapılan prototip uydu yapısı	31
Şekil 1.7	: Uzay yönelim test cihazı	32
Şekil 1.8	: İlk mühendislik modeli ile yapılan şok testi sonrası.	33
Şekil 1.9	: Modifiye mühendislik modeli.	33
Şekil 2.1	: Uydu sistem busı.	35
Şekil 2.2	: Uydu obc (ana uçuş bilgisayarı) final tasarım şeması	37
Şekil 2.3	: Uçuş bilgisayarı kart tasarımı.	38
Şekil 2.4	: Geliştirilen uydu uçuş bilgisayarı kartı.	38
Şekil 2.5	: Kiss bus hattı	39
Şekil 2.6	: Kiss bus sistemi entegre görüntüsü.	40
Şekil 2.7	: Kamera arayüz devresi çalışma şeması.	41
Şekil 2.8	: Kamera arayüz devresi baskı şeması.	43
Şekil 2.9	: Üretilen kamera arayüz devresi.	44
Şekil 2.10	: Kamera demontajı.	46
Şekil 2.11	: Kamera kesimi ve sonrası.	47
Şekil 2.12	: Kamera prototip kutulanmış hali.	47
Şekil 3.1	: YBKS sistem entegre katmanı.	49
Şekil 3.2	: Uydu yönelim belirleme ve kontrol sistemi tasarımı.	50
Şekil 3.3	: YBKS bilgisayar kartı tasarımı ve arayüzleri.	52
Şekil 3.4	: YBKS bilgisayar kartı.	53
Şekil 3.5	: Manyetik alan ölçer	54
Şekil 3.6	: Güneş algılayıcısı için fotodiyot.	55
Şekil 3.7	: Güneş algılayıcı sürücü devre çalışma şeması	55
Şekil 3.8	: GPS alıcısı (solda) ve gps anteni(sağda).	56
Şekil 3.9	: Geliştirilen üç eksen mikro moment kontrol cihazı.	57
Şekil 3.10	: Tepki tekerlerinin sürücü kartının çalışma şematığı.	59
Şekil 3.11	: Üç eksen mikro moment kontrol cihazı sürücü kartı tasarımı.	60
Şekil 3.12	: Üretilen tepki tekerlerinin sürücü devresi.	60
Şekil 3.13	: Manyetik tork üretici donanım şematığı.	63
Şekil 3.14	: Manyetik tork üretici kart prototipi.	63
Şekil 3.15	: Manyetik tork üretici devre şematığı.	63
Şekil 3.16	: Manyetik tork üretici kartının şematik resmi.	64
Şekil 3.17	: Manyetik tork üretici sürücü kartı dizimi ve elektronik arayüzleri.	65
Şekil 3.18	: Üretilen manyetik tork üretici sürücü kartı.	65

Şekil 4.1	: Yıldız izleyici mimarisi.	67
Şekil 4.2	: Logitech pro9000	68
Şekil 4.3	: Beagle board (solda)ve yıldız izleyic(sağda).	69
Şekil 4.4	: Yıldız izleme yazılım ve algoritma mimarisi.	70
Şekil 5.1	: uPPT sistemi mini ve mikro versiyonları.	73
Şekil 5.2	: uPPT test düzeneği ve itki ölçüm değerleri.	73
Şekil 5.3	: Temel uppt düzeneği	74
Şekil 5.4	: Üç iletkenli eş eksenel uppt şeması.	75
Şekil 5.5	: uPPT test sistemi içinde ateşleme sırasında.....	75
Şekil 6.1	: Yönelim belirleme ve kontrol sistemi	77
Şekil 6.2	: Yazılım ve donanım testleri için geliştirilen uydu modeli.....	78
Şekil 6.3	: Rotasyonel kinetik enerji sönümleyici için görev döngüsü.	80
Şekil 6.4	: Rotasyonel kinetik enerji sönümleme kontrolörü sonuçları	81
Şekil 6.5	: Bir manyetik burucunun iptal olması durumunda rotasyonel kinetik enerji sönümleme kontrolörü sonuçları.....	82
Şekil 6.6	: İlk benzetim uygulamasının sonuçları.....	85
Şekil 6.7	: Tepki tekerleklerinden birinin arızalanma durumu için benzetim uygulamasının sonuçları	86
Şekil 6.8	: Yönelim belirleme işlem şeması	90
Şekil 6.9	: Genişletilmiş kalman süzgecinin işlem süreci	91
Şekil 6.10	: Dünyanın manyetik alan vektörünün uydu eksenlerindeki gerçek ve ölçülen değerleri.	92
Şekil 6.11	: Güneşe yönelme vektörünün gerçek ve ölçülen değerleri.....	93
Şekil 6.12	: Açısal hız vektörünün bir bileşeninin gerçek ve ölçülen değerleri	93
Şekil 6.13	: Gerçek ve kestirilen euler parametreleri.	94
Şekil 6.14	: Gerçek (mavi), ölçülen(kırmızı) ve kestirilen (yeşil) açısal hız vektörü	94
Şekil 6.15	: Euler açılarıyla ifade bulmuş gerçek ve kestirilen yönelim.....	95
Şekil 6.16	: Kestirilmiş euler açıları ile gerçek euler açıları arasındaki fark.	95
Şekil 7.1	: Üstünde panel açma teknolojisi uygulaması yapılan prototip uydu yapısı.	97
Şekil 7.2	: Geliştirilen sistem mühendisliği modeli	98
Şekil 7.3	: Birebir replike edilen pumpkin cubesat kit yapısı.	98
Şekil 7.4	: Örnek görev tasarım uydusu	100
Şekil 7.5	: Konsept uydu yapısal tasarım yaklaşımı	104
Şekil 7.6	: Açık görünüm ve ekipmanlar	105
Şekil 7.7	: Konsept I tasarım mokap görüntüsü.....	106
Şekil 7.8	: Konsept II tasarım görüntüsü.	107
Şekil 7.9	: Üretilen konsept II yapısı.....	107
Şekil 7.10	: Üretilen konsept III.....	108
Şekil 7.11	: Uydunun fırlatma sırasında maruz kaldığı etkiler.....	110
Şekil 7.12	: Konsept uydunun adaptöre bağlandığı noktalar.....	112
Şekil 7.13	: Konsept uydu ağ yapısı.....	113
Şekil 7.14	: Konsept-II maksimum deformasyon	113
Şekil 7.15	: Konsept-a maksimum von mises gerilmesi.	113
Şekil 7.16	: Tasarlanan magnetoboom ve panel açma mekanizması.....	115
Şekil 7.17	: Üstünde panel açma teknolojisi uygulaması yapılan prototip uydu yapısı.....	116

Şekil 7.18	: Mühendislik modeli üstündeki magnetoboom yapısı ve mekanizması.	117
Şekil 8.1	: Mikro uydular için uzay yönelim test sistemi genel görünüş.	119
Şekil 8.2	: Nano uydular için uzay yönelim test sistemi genel görünüş.	120
Şekil 8.3	: Helmholtz sargı sistemi.	121
Şekil 8.4	: Tabla tipi sürtünmesiz hava rulmanının 3 eksenindeki serbestliği.	121
Şekil 8.5	: Nano uydular için uzay yönelim test sistemi genel görünüşü.	122
Şekil 8.6	: BOP ön panel görüntüsü.	124
Şekil 8.7	: Test sisteminin bilgisayar ve akım sürücü racki.	125
Şekil 8.8	: Entegre test sistem şematığı- nano uydu konfigürasyonu i.	126
Şekil 8.9	: Entegre test sistem şematığı – mikro uydu konfigürasyonu.	126
Şekil 8.10	: Yazılım destekli test sistemi.	128
Şekil 8.11	: Yazılım içerisinde test çalışma şematığı.	128
Şekil 8.12	: Donanım destekli test sistemi fonksiyonel çalışma şeması.	130
Şekil 8.13	: YBKS yazılım ve donanım test sistemi-nano uydu konfigürasyonu.	131
Şekil 8.14	: YBKS yazılım ve donanım test sistemi: mikro uydu konfigürasyonu.	131
Şekil 8.15	: Micro-newton dinamik itki ölçüm sistemi.	133
Şekil 8.16	: Micro-newton itki ölçüm cihazı.	134
Şekil 9.1	: Genişletilmiş kalifikasyon testlerine giren mühendislik modeli.	137
Şekil 9.2	: Uydu eksen takımı.	138
Şekil 9.3	: Titreşim test bağlantı aparatı 1.	139
Şekil 9.4	: Titreşim test bağlantı aparatı 2.	139
Şekil 9.5	: Titreşim testleri için uydunun y ekseninde monte edilmiş test hali.	139
Şekil 9.6	: Uydunun yanal eksenindeki bağlantı şekli.	141
Şekil 9.7	: X-Y eksenlerinde yapılan şok testin sonucu.	141
Şekil 9.8	: Şok testi sonrası uydunun zarar gören kısımları.	142
Şekil 9.9	: Şok testi sonrası yapılan değişiklikler.	142
Şekil 9.10	: Uzunlamasına ekseninde itü psat ı'nın bağlanma şekli.	142
Şekil 9.11	: Z ekseninde yapılan şok testi sonucu.	143
Şekil 9.12	: X eksenli rezonans etüdü için yapılan bağlantı.	144
Şekil 9.13	: X eksenli rezonans etüdü sonuçları.	144
Şekil 9.14	: Y eksenli rezonans etüdü için yapılan bağlantı.	145
Şekil 9.15	: Y eksenli rezonans etüdü sonuçları.	145
Şekil 9.16	: Z eksenli rezonans etüdü için yapılan bağlantı.	146
Şekil 9.17	: Z eksenli rezonans etüdü sonuçları.	146
Şekil 9.18	: X-Y eksenlerinde uygulanan sinüs titreşimi profili.	148
Şekil 9.19	: Z ekseninde uygulanan sinüs titreşimi profili.	148
Şekil 9.20	: X eksenli rastgele titreşim profili.	149
Şekil 9.21	: Y eksenli rastgele titreşim profili.	150
Şekil 9.22	: Z eksenli rastgele titreşim profili.	150
Şekil 9.23	: Vakum odası.	151
Şekil 9.24	: Vakuum testi öncesi.	151
Şekil 9.25	: Termal çevrim fırını.	152
Şekil 9.26	: Fırın termal çevrim grafiği.	153
Şekil 9.27	: Kalifikasyon testi öncesi ve sonrası fonksiyonel test : sb.	154
Şekil 9.28	: Kalifikasyon testi öncesi ve sonrası fonksiyonel test :rn.	155

İTÜ pSAT II: YÖNELİM KONTROLÜNE SAHİP NANO UYDULAR İÇİN YÜKSEK YETERLİLİKLİ PLATFORM GELİŞTİRİLMESİ

ÖZET

Günümüzde uzay teknolojilerine fazlasıyla ilgi görülmektedir. İlk uzaya gönderilen uydudan bugüne gelişen teknoloji ile uzaktan algılama, iletişim, bilimsel deney, navigasyon ve keşif gibi bir çok farklı amaçta kullanılmak üzere uydular tasarlanmaktadır. Bu tasarımlar için de büyük yatırımlar yapılmaktadır ve bu yatırımlar sayesinde sadece uzay teknolojileri değil bir çok mühendislik alanında gelişim sağlanmıştır.

İlk geliştirilen uydu yapılarının büyük boyutlu ve maliyetli olması sebebiyle özel amaçlar için daha özel yapılar kullanılması istenmektedir. Bu özel yapılar önceki uydulara göre daha kompakt ve amaca göre değişmekle birlikte daha küçük boyutlarda olmuştur. Boyutların ve ağırlığın değişmesindeki bir diğer etken ise fırlatma maliyetinin azaltılmasıdır. Büyük boyutlu uyduların fırlatma maliyeti yüksek olmasından dolayı fırlatıldıktan sonra oluşabilecek bir hatada küçük boyutlu uydulara göre daha fazla paranın çöpe atılması demektir.

Bir öğrenci eğitim projesi olarak başlayan küp uydu tasarım projeleri şimdi farklı amaçlarla gelişerek yüksek öncelikli bir konu haline gelmiştir. Bir çok kişi ve kurum, bu konu hakkında çalışmaları teşvik etmektedir, TÜBİTAK da ülkemizde bu kurumlardan biri olmaktadır. TÜBİTAK tarafından desteklenen projemizde, İTÜ bünyesinde İTÜ pSAT I sonrasında tasarlanan ikinci küp uydu tasarımı gerçekleştirilmiştir.

İTÜ pSAT II’de ilk projeden edinilen tecrübe ile yüksek yeterlilikli uçuş sistemi (bus) mimarisi geliştirilmiş, daha hassas yönelim belirleme ve kontrol sistemini (YBKS) temel alan sistem tasarlanmış ve üretilmiştir. İçerdiği sistemler dışında nano uydu temel tasarım kriterleri göz önüne alınarak tasarlanan İTÜ pSAT II’nin modüler yapısı da özgün bir tasarımdır. Bu tasarımlar ve geliştirilen sistemler; uydu içerisinde istenilen çalışmaya göre değiştirilebilir alt sistemleri olmasını sağlaması sebebiyle projenin amacı olan yüksek yeterlilikli nano uydu platformu elde edilmiştir. Ayrıca bu platformun uçuşa hazır halde olup olmadığını sınamak adına testleri yapılmıştır ve başarıyla sonuçlanmıştır.

Bu tez içerisinde İTÜ pSAT II adına yapılan sistem mühendisliği ve testler anlatılmıştır. Buna ek olarak projemizde yer alan diğer arkadaşlar tarafından yapılmış olan, YBKS ve bus sistemlerine ek olarak uydunun modüler yapısı alt sistemleri özetlenmiştir.

ITU pSAT II: HIGHER PRECISION NANOSATELLITE ADCS PLATFORM DEVELOPMENT

SUMMARY

Space technologies are very popular at present time. Since the first satellite sent to space with the developing technologies, many satellites have been designed for different purposes such as remote sensing, communication, scientific experiments, navigation and reconnaissance. Major investments have been done for these designs and it has been achieved many improvements in the field of engineering for sake of these investments.

More private structures have been requested for specific purposes because, first developed satellites were very big and expensive. These special structures have been more compact than the previous satellites, and have been smaller depending on the purpose. Another factor about changes in the dimensions and weight is to reduce launching cost. It means to waste money in case of any failure after launching of satellites due to the high cost of launching of large-sized satellites.

Cubic satellite design projects, which began as student educational projects now have become a matter of high priority. Many people and institutions are encouraging these studies. TUBITAK is also one of those institutions in our country. This, ITU pSAT II, is second cube satellite design project supported by TUBITAK in ITU after designing ITU pSAT I which had been realized in the same way. Beside single satellite operations, it is expected in near future that groups of pico-, nano- and micro-satellites (satellite constellations) will be working as a group on orbit to perform space science and service missions. Satellite constellations superiority in risk distributing risk, higher target area visit frequency, distributed measurement capability and backup ability make it an ideal choice for missions such as measurement of earth's magnetic field alterations and providing lower-cost global communication services.

The most explicit properties of cubesats are weight and size. Cube shaped satellites must be less than 1 kg and its size must be approximately 10 *10*10 cm that is called one unit -1U- cubesat. Correspondingly, 2U cubesats have 20*10*10 cm size and 3U's have 30*10*10 cm size. Their weights change as 1U 0-1.3kg, 2U 0-3kg. Also 3U cubesats weight are between 0 to 4kg . This standardization makes easy compatibility between developers. Towards this end, in this thesis it is presented that the design and analysis of a modular 3U structure that gives provides the much needed flexibility to the satellite designers. Small satellite concept is present since the outbreak of the space age. The need for smaller systems was constantly in minds and the technological development is always in that way, making it smaller and efficient. Miniaturization of the spacecraft elements and advancements in the micro-electro-mechanical systems lead us to a new idea. Small satellites started to find new application areas like remote sensing, scientific experiments and even communications. The most remarkably advantage of a small satellite arises in the

mission cost trades; design, testing, launch and operation costs are pulled down by a significant margin. For example, since they are lighter, they can be launched as a secondary or tertiary payload by a launch vehicle, meaning that a sharp fall in the launch expenditures.

High-qualified flight system architecture (bus) was developed with the experience of the first project, the system based on more sensitive navigation and control system (ADCS) was designed and produced. ITU-pSAT II ADCS system consists of three distinct hardware layers integrating sensors, actuators, and ADCS computer to achieve high precision control. The ADCS computer system has Blackfin BF537 processor module as a core. Its compatibility with MATLAB/Simulink and powerful features makes the processor a perfect candidate for ADCS computer. Procession of incoming sensor data with embedded software on-board and production of necessary control signals are handled by Blackfin. Satellite has low cost ADIS16405 board including three axis gyroscope with internal magnetic field sensor for inertial angular velocity measurements. Furthermore, Honeywell HMR 3300 external magnetometer placed end of the boom mechanism, and Silonex SLCD-61N8 sun sensor has been installed to ADCS system for multiple and precise measurement capacity. In addition to those sensors, optionally, in house developed star tracker and/or SGR-05U GPS receiver can be used for precise attitude calculations and accurate orbital position and velocity measurements. The sensor package of the project also includes an in-house developed star tracker as an experimental device. The actuator layer consists of a redundant assembly of in-house developed reaction wheels, magnetic-torquer coils and an experimental set of micro-pulse plasma thrusters (uPPTs).

It is provided the design features of ITUpSAT II, which is aimed at providing a capable bus for such future missions. Specifically, in comparison to the existing on-market pico/nano-satellite buses, ITUpSAT II bus provides not only higher computational power and data link capabilities but also precise orbit determination through its GPS receiver. To cope up with different requirements across a wide range of scientific missions, an indigenous ADCS for precise attitude control is developed. Embedded within the ADCS is a suite of attitude determination and controller algorithms with different operation modes as to fulfill the pointing accuracy needs depending on the mission. Furthermore, the modular subsystem structure enables ADCS and S-Band data link to serve as a standalone payload computer.

A filter is designed and embedded within the ADCS computer to carry out the asynchronous fusion of filtered sensor data with outputs from the orbit and attitude propagation algorithms. The filtered and fused state data is fed to a fault- tolerant and reconfigurable control layer. The control layer is divided into different operation modes control strategies on the actual spacecraft operation modes such as de-tumbling or high precision attitude control for purposes such as image capturing.

To test the actual behavior of the control system elements during execution of real mission of the spacecraft including failure scenarios, we have developed a software and hardware in- the-loop test system (SIL and HIL). The software and hardware-in-the-loop system consists of an in-house developed air bearing table (to simulate attitude dynamics) and Helmholtz Coil system (to emulate Earth's magnetic field) in addition to the computer rack, which provides high-precision orbit, attitude and environment “truth-model” propagation with 3D orbit and attitude visualization. Overall architecture is suitable for testing under number of possible hardware failure

scenarios and control modes, and greatly aids the development process of the ADCS and bus components.

Except the systems included in the system, modular structure of ITU pSAT II that is designed by considering basic design criteria of nanosatellite is also unique. All the side faces can be opened using slide through top and bottom caps to simplify accessibility to the interior of the spacecraft and easy assembly of payloads and components. The design is fully compliant with Cubesat Design Specifications. All the structural components are made of Aluminum 7075 T6 as it provides cheaper access and easier production in comparison to the other Aluminum grades and metals available for space usage. The modular structure is reconfigurable towards various different mission scenarios as the internal payload volume is maximized to 2U units. In addition, the payload components and boards can be placed vertically depending on size and the need for access to the side panels. Other driving design factors are to meet the criteria for successful launch since the rockets accelerate the spacecraft to the high velocities required for injection into orbit. The wide range of vibration frequencies is transmitted through the spacecraft structure assures the structure will survive. An iterative procedure is followed to conclude the design. Finite element analyses of the structure is handled for the given launch environment-loading conditions. Sufficient nanosatellite platform that was the purpose of the project is obtained because this design of the satellite and the systems developed which are replaceable in it.

Structural tests also performed on our satellite. It is necessary to perform the required tests to the structure of satellite before launch that are specified by PSLV. These tests important because structural problems must be seen before launch. In testing, the aim is to guarantee that the spacecraft performs satisfactorily under the environmental conditions during flight. Moreover, a factor of safety shall be used to assure that the environmental loads during flight will not exceed the qualification test levels. Although a satellite is also affected by the structural loading during the life on its orbit, the most serious forces that act on the satellite appear at the period of launching phase. Therefore, the vibration test scenario is formed using the vibration levels of India's Polar Satellite Launch Vehicle, which are given in PSLV manual. During the launch and trajectory of PSLV, ITUpSAT II will be subjected to various dynamic loads. Firstly quasi static load is applied on satellite to simulate the launch vehicle's acceleration during launch. After that shock tests are performed because that shocks occur at heat shield separation. Also resonance survey, sinusoidal vibration and random vibration tests applied onto all three axes. Thermal cycling test and vacuum test performed after vibration tests. These tests performed according to the information provided by ISIS and according to the examination of the orbit characteristics of ITUpSAT II.

In conclusion this thesis includes ITU pSAT II's systems engineering and tests performed on this satellite. In addition to this, satellite bus systems, ADCS and modular structure of the satellite, which is studied by project group, is described in this thesis.

1. GİRİŞ

Küp uydular (Cubesats), nano ve piko boyutlarında küp şeklindeki standardize edilmiş uydulardır. Calpoly ve Stanford Üniversiteleri tarafından öğrencilerinin eğitilmesi amacıyla başlatılan “Cubesat” isimli proje ile küp uyduların temeli atılmıştır[1]. Proje zamanla farklı bir boyut olarak gerek diğer üniversitelerin gerekse şirketlerin ve devletlerin destek ve katkılarıyla daha yeni ve gelişmiş teknolojilerdeki küp uydu projelerine imkan sağladı. Bu imkanlar yardımıyla da bir çok üniversite ve kurum yüzden fazla küp uyduyu uzaya göndermeyi başarmıştır.

Küp uyduların standardize edilmiş kriterleri ağırlık ve boyutlarıdır. Çizelge 1.1’de görüldüğü gibi uydu boyutuyla beraber ağırlık aralığı da artmaktadır. Bu standart değerler küp uydu geliştiricilerinin uygun tasarımlar yapmasını kolaylaştırmıştır.

Çizelge 1.1: Küp uydu boyutları.[2]

Küp Uydu	Boyutları (cm)	Ağırlık Aralığı (kg)
1U	10x10x10	0 - 1.3
2U	10x10x20	0 - 3
3U	10x10x30	0 - 4

Yüksek bütçeli uydu tasarımlarında fırlatma maliyetlerinin büyük olması sebebiyle küp uydular araştırma ve geliştirme projeleri kapsamında daha çok ilgi görmektedir. Uzun süreli çalışmaların fırlatma sırasında çok küçük bir hata sebebiyle uydunun çalışamaz bir hale gelebilme riski sebebiyle de küp uyduların tasarımları hem tecrübe kazanma açısından hem de daha yüklü maliyetlere girilmemesini sağlamasından dolayı önemli bir uzay teknolojisi ürünüdür.

1.1 Küp Uydu Çalışmaları ve Sonuçları

Küp uydu çalışmaları 2003 yılından beri yapılmakta olup şimdiye kadar elliden fazla küp uydu fırlatışı, yüzden fazla da küp uydu tasarımı yapılmıştır[1]. Bazı fırlatmaların başarısız olmasıyla beraber birçok küp uydu tasarımı yörüngede aktif olarak çalışmayı sürdürmektedir.

Aktif olarak yörüngede bulunan uyduların görevleri; telemetri/telekomut alıp verme, fotoğraf çekme, aktif yönelim kontrolünün sağlanması gibidir. Bunlara ek olarak nano boyutlarındaki uydularda deneysel araçlar bulundurularak uzay araştırmaları, biyolojik taramaları, fay hattı incelemeleri, radyasyon ölçümleri vb. gibi görevler de sağlanabilmektedir.

1.1.1 İTÜ pSAT I

İTÜ pSAT I Türkiye’de yapılmış olan hem ilk küp uydu hem de ilk öğrenci uydu projesidir. İTÜ Uçak-Uzay Fakültesi bünyesinde çalışması yürütülmüş olan bu projede, uydunun parça üretimi ve sisteme bütünleşmesi İTÜ Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı tarafından yapılmıştır.

İTÜ pSAT I uydusu içerisinde bazı sistem elemanları dışardan alınmasına rağmen Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı içerisinde tasarlanan elemanların üretimi yaptırılarak uydu sistemi içerisine yerleştirilmiştir. Faydalı yük olarak VGA kamera, 3 eksenli ivmeölçer, jiroskop ve verici bulunmaktadır. İTÜ pSAT I uydusu VGA kamera ile düşük çözünürlüklü görüntü alabilen, verici ile telemetri verileri gönderen ve sensörler aracılığıyla da yönelim verisi alabilen bir sistemdir. Bunun yanı sıra içerisinde bulundurduğu manyetik burucular ile pasif kontrol sistemini de içerisinde barındırmaktadır.

2009 Eylül’de gönderimi “Polar Satellite Launch Vehicle” tarafından Hindistan’da yapılan İTÜ pSAT I uydusu hala yörüngede bulunmaktadır. Fırlatış ardından ilk gün sinyaller alınabilmiştir, çekilen fotoğrafın bir kısmı İTÜ içerisinde kurulmuş olan yer istasyonuna ulaşmıştır. Ancak sonradan sinyal kaybolmuştur. Bir çok öğrencinin de çalışmasına imkan veren bu proje bu şekilde sonlanmıştır.

1.1.2 Diğer çalışmalar

2003’teki ilk küp uydu görevinde, CUTE-1, CAN X-1, AAU küp uydu, DTUSat-1, XI-IV ve QuakeSat Rusya’dan fırlatıldı. Ekim 2005’te ise 3 küp uydu; Ncube2, UWE-1 ve XI-V Kosmos-3M, 2006’da ise CUTE1.7 ve Genesat-1 gönderimi yapıldı. Rusya’dan yapılan 14 küp uydunun fırlatılması başarısızlıkla sonuçlandı. İlk kademe motoru duran Dnper Roketi parçalandı. Bu roketin parçalanması sebebiyle roket içerisinde bulunan küp uyduların görevleri gerçekleştirilemedi. Başarısızlıkla

sonuçlanan bu fırlatmadan sonra Dnper Roketi 2007’de Kazakistan’da Baikaonurda fırlatmayı gerçekleştirdi ve 7 küp uydu yörüngeye oturtularak görevleri başarıyla sonuçlandı. 2008’de ise biri başarısızlıkla sonuçlanan iki fırlatma daha gerçekleşmiştir. İlk taşıma aracı AAUSat-2, CAN X-2, Compass One, CUTE1.7, Delfi C3 ve SEEDS (2)’yi uzaya taşıdı. Bunlardan CAN X-2 hariç diğ erleri hala faal durumdadır [1].

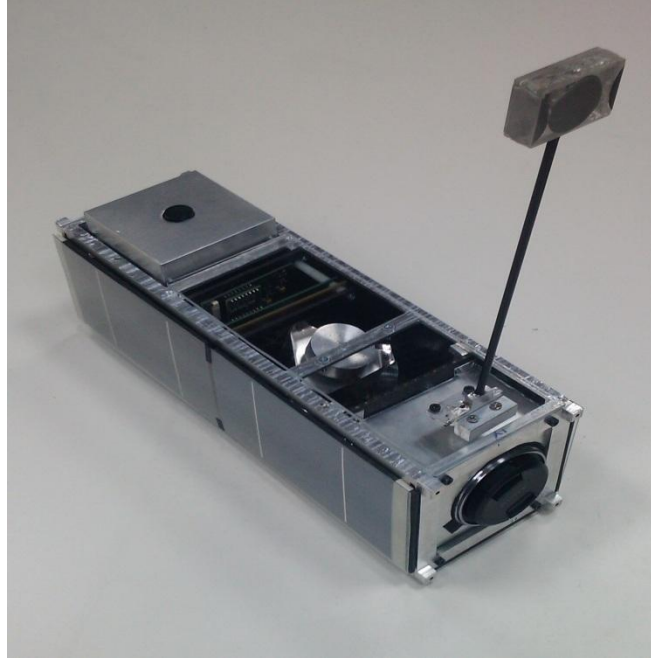
3 Ağustos 2008’de iki NASA k p uydusunu taşıyan Falcon-1 roketi parçalandı ve PRESat ve NanoSail-D Falcon-1 roketinin parçalanması sebebiyle kullanılamaz hale geldi. Sırasıyla 2009 Mayıs, Temmuz ve Eylül aylarında Minotaur-1, Space Shuttle Payload Launcher (SSPL) ve Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV) olmak üzere 3 fırlatmayla 10 adet uydu uzaya gönderildi. 2009 Eylül’deki son görevinde Türkiye’nin ilk k p uydusu ITUpSat-1’i, İsviçre’nin SwissCube’u ile Almanya’nın BEESAT ve UWE-2 k p uyduları Hindistan’dan fırlatıldı. 2010’da 6 uydunun gönderiminin yapıldığı Hindistan ve Japonya’da gerçekleşen iki fırlatma daha oldu. En son 2011’de ABD’den Taurus-XL roketi ile KySat-1, Hermes ve Explorer-1 fırlatıldı.

Test platformu olarak tasarlanan bazı ilk uydularda sadece yapı ve mekanizma, güç sistemi, uçuş bilgisayar sistemi, haberleşme ve yönelim kontrol sistemi gibi temel uzay aracı bus sistemi vardı. Bu amaçta tasarlanan 1U k p uydulara örnek olarak CANX-1, AAU, Cubesat XI-IV ve CUTE-1 gösterilebilir. AAU k p uydusu sadece işaret sinyalleri gönderirken, Cubesat XI-IV uzaydan görüntü yollamayı başarmıştır. Ek olarak CUTE-1’in kamerası güneş sensörü olarak kullanılmıştır.

Bilimsel k p uydulara bir örnek de 2006’da fırlatılan GeneSat-1’dir. Bu proje NASA ve Ames katılımıyla sağlanan, sanayi ve üniversitelerin ortak çalışmasıdır. 1U bus sistemi ve 2U faydalı yükten oluşan GeneSat-1’in amacı minyatür yaşam destek sistemi geliştirmektir. GeneSat-1’den elde edilen bilgiler ile araştırmacılar, uzay ışınlarının insan vücudunu nasıl etkilediğini belirlemeye çalışmışlardır. Fırlatmadan aşağı yukarı 2 gün sonra biyolojik deneyler tamamlanmıştır ve tüm veriler yer istasyonuna indirilmiştir.

1.2 Tezin Amacı

Proje kapsamında Piko ve Nano uydu boyutlarında (1 - 10 kg) değişik görev yüklerine uyarlanabilen, aktif kontrollü bir platform yaratmayı ve bunu yaparken bu alanda geçmiş tecrübelerle dayanarak eksikliği görülen bazı kilit teknolojileri geliştirmeyi hedeflemiştir. Bu platformu test etmek için ilk örneğini üretmek (Şekil 1.1), test etmek ve dolayısıyla uçuşa hazır hale getirmek hedefin geri kalanını oluşturmuştur.

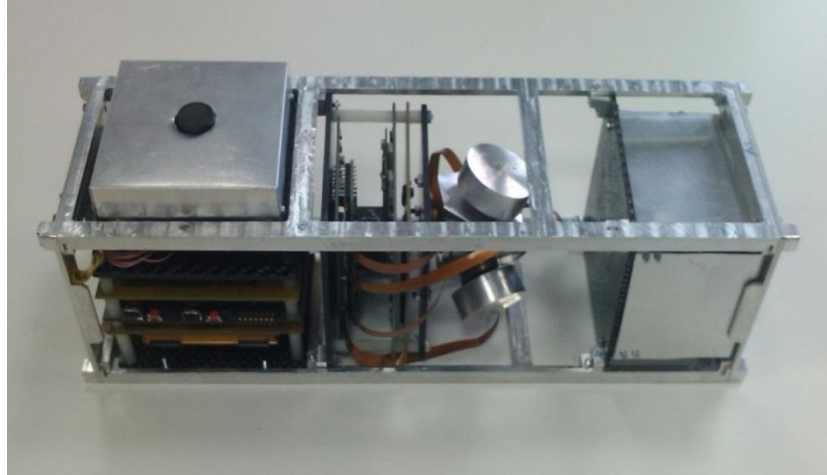


Şekil 1.1 :Proje kapsamında geliştirilen temel mühendislik modeli.

TÜBİTAK tarafından desteklenen İTÜ'nün ilk uydu projesi olan pSAT I geliştirilirken altyapı, akademik bilgi birikimi ve mühendislik tecrübesi bakımından önemli yetenekler kazanılmıştır. Bu yetenekler alt sistem ve tüm uydu için analiz, tasarım, geliştirme, üretim, test ve işletim basamaklarını kapsamaktadır. Bu geliştirme sürecinde hem Türkiye çapında hem de uluslararası alanda piko ve nano ölçekte uydularla ilgili çeşitli eksiklikler ve gelişmeye açık alanlar tespit edilmiştir. Projenin temel amacı piko ve nano uydularda tespit edilen yüksek performanslı yönelme kontrolü, yapı ve mekanizmalarda yeni uygulamalar gibi kilit noktalarda dünyada ve ülkemizde görülen boşluğu araştırma ve üniversite boyutunda özgün olarak deneme ve geliştirme yoluyla doldurmaktır. Projenin temel amacı piko ve nano uydularda tespit edilen yüksek performanslı yönelme kontrolü, yapı ve mekanizmalarda yeni uygulamalar gibi kilit noktalarda dünyada ve ülkemizde

görülen boşluğu araştırma ve üniversite boyutunda özgün olarak deneme ve geliştirme yoluyla doldurmaktır.

Bahsi geçen kilit teknolojileri, dolayısıyla projemizin kapsamını, iki ana başlıkta toplayabiliriz. Bunlar sırasıyla yüksek performanslı nano uydu yönelme belirleme ve kontrol sistemleri ile yapı ve mekanizmalardır (Şekil 1.2).



Şekil 1.2: Geliştirilen mühendislik modeli.

Burada not edilmesi gereken önemli husus ise final uydu üretimi ve fırlatması gibi kalemler proje içinde yer almamasıdır. Bununla beraber geliştirilen alt sistemlerin entegre edilebileceği bir teknoloji demonstratörü mühendislik model uydusu yapılmıştır. Bu sistem projenin son safhasında uzay ortam testleri ile uygunluğu kalifiye edilmiştir.

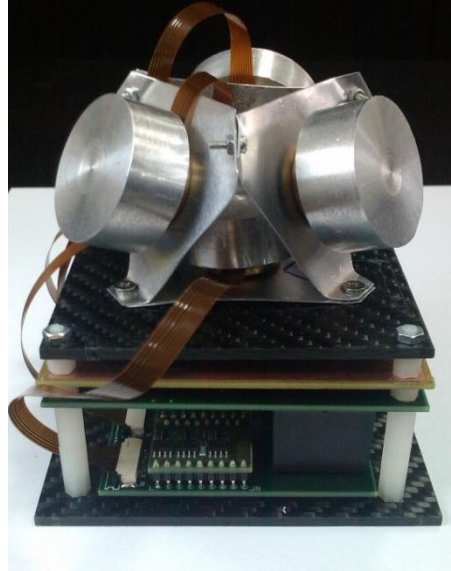
Proje içerisinde genel anlamda tarafımca sistem mühendisliği ve uydunun final testleri yapılmıştır. Proje içerisinde bulunan çalışma arkadaşlarımın da çalışmaları tez içerisinde özetlenmiştir.

Geliştirilen bu teknoloji demonstratörünün uzayda verimli çalışması için doğal olarak bazı parçalarında (mesela daha yüksek verime sahip güneş hücresi gibi) daha pahalı komponentlere ihtiyaç duyacaktır. Bu perspektif altında, projede nano uydularda kullanılmak üzere;

Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemleri (Şekil 1.3) kapsamında;

- yüksek performanslı ve özgün bir yönelim belirleme ve kontrol bilgisayarı,
- nano uydular için ilk defa komple 3 eksen bir mikro moment kontrol cihazı,
- özgün manyetik tork burucuları,

- nano uydular için ilk defa düşük maliyetli bir yıldız izleyici,
- mikro pals plazma itki (uPPT) cihazı geliştirilmiştir.

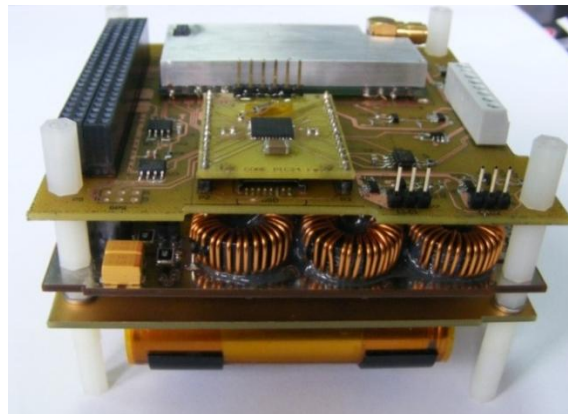


Şekil 1.3: YBKS entegre katmanı

Ayrıca halihazırda piyasada COTS seviyesinde bulunan algılayıcılar yönelim belirleme ve kontrol bilgisayarına entegre edilmiş ve entegre sistem için kontrol ve navigasyon yazılımları geliştirilmiştir.

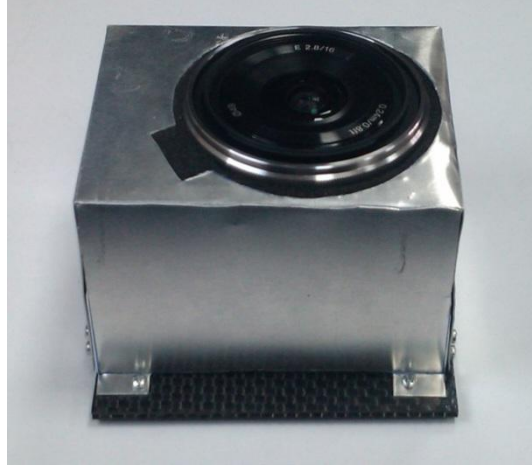
Nano uydu bus sistemleri (Şekil 1.4) başlığı altında;

- özgün bir veri ve güç hattı (Kiss Bus),
- özgün bir uçuş bilgisayarı,
- nano uydulardaki örneklerine göre çok daha yüksek çözünürlükte bir kamera modifiye edilerek uzay ortamı için görüntüleme faydalı yük sistemi geliştirilmiştir. (Şekil 1.5)



Şekil 1.4: Entegre uydu ana bus sistemi.

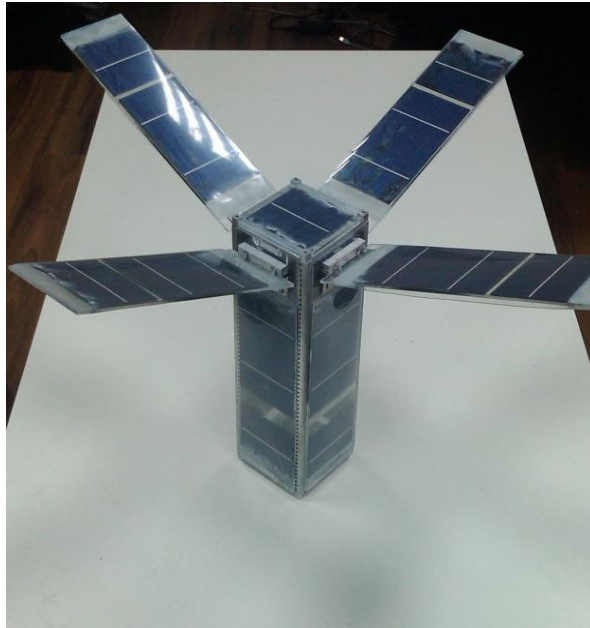
Ek olarak halihazırda piyasada COTS seviyesinde bulunan UHF/VHF alıcı/verici radyo sistemi uçuş bilgisayarına entegre edilmiştir.



Şekil 1.5: Uydu görüntüleme sistemi prototipi.

Yapı ve mekanizmalar kapsamında

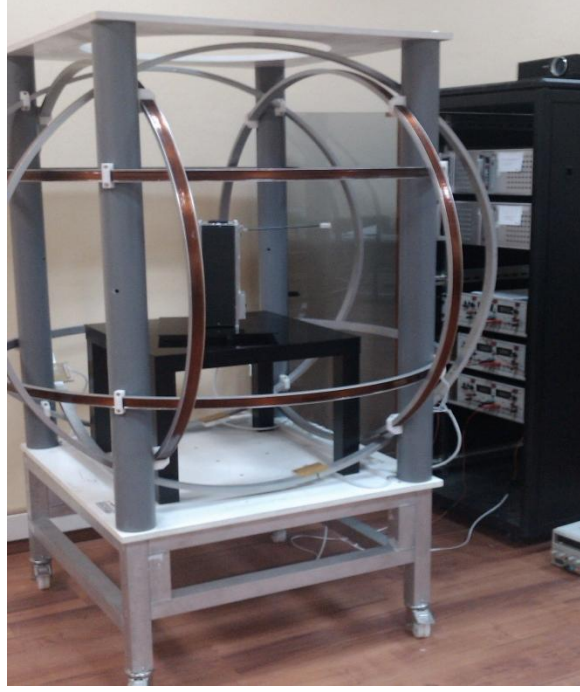
- özgün, modüler ve düşük maliyetli uydu yapıları,
- açılabilir manyetik boom ve güneş paneli mekanizmaları geliştirilmiştir (Şekil 1.6) ve
- gövde üstü ve içinde kullanım için yüksek mukavemete ve düşük ağırlığa sahip kompozit gövde plakaları, güneş hücresi plakaları uygulaması yapılmıştır.



Şekil 1.6: Üstünde panel açma teknolojisi uygulaması yapılan prototip uydu yapısı.

Özgün test düzenekleri alt başlığında;

- yönelim kontrolü testlerinde ileride de kullanılmak üzere bir uzay yönelim test cihazı (Şekil 1.7),
- uPPT sistemlerinin testi için mikro-newton seviyesinde itki ölçebilen bir itki test düzeneği,
- yer istasyonunda farklı frekans kullanımına izin veren yazılım tanımlı radyo tabanlı uygulaması geliştirilmiştir.



Şekil 1.7: Uzay yönelim test cihazı

Özet olarak, proje kapsamında bütün alt iş paketleri bitirilip mühendislik modellerinin tamamının üretimi yapılarak test edilmiştir. Sırasıyla:

- Sistemin işlevselliğini beklenen şekilde gösteren ve çevresel testleri de başarıyla geçmesi gereken platformun ve görev yükünün son konfigürasyonlarını bulunduran mühendislik modeli tamamlanmıştır.
- Yazılım seviyesinde, yönelim/yörünge belirleme kontrol sistemi, faydalı yük modülü (kamera) ve temel bus fonksiyonallite yazılımları bitirilmiş, simülasyon modelleri oluşturulmuş ve yörüngede değişik koşullarda çalışması verifiye edilmiştir.
- Uzay ve fırlatma şartlarını simüle eden titreşim, ısı ve vakuma karşı dayanıklılık test planı oluşturulmuştur. Mühendislik modeli titreşim, vakum ve ısı döngü testlerinden geçirilmiş, test sırasında problem yaşanan test

olduğunda (Şekil 1.8), test durdurularak parçalar modifiye edilerek (Şekil 1.9) yeniden en baştan test döngüsüne sokulmuştur.

- Çevresel test öncesi ve test sonrası uydu fonksiyonelliği test edilmiş ve test öncesi/sonrası faydalı yük verileri (fotoğraf) alınarak, sistemin çalışması gösterilmiştir.
- Faydalı yük verisi (fotoğraf) alımında, potansiyel radyasyon etkisi altında oluşacak tekil olay hatalarına karşı (mesela uydu işletim sistemi içine hatalı veri kaydı, silinmesi ve komponentlerin radyasyon etkisi ile bozulması)) bus sisteminin doğal yarattığı ikili yedekli kayıt ve işleme (ADCS ve OBC bilgisayar sistemleri ve bunlara ait SD Bellekler) kullanılmış ve çalışması gösterilmiştir.

Sonuç olarak, Kalifikasyon ve Kabul seviyesinde titreşim, vakum, ısıl ve fonksiyonel test döngüsü tamamlanarak Kabul Modeli elde edilmiştir.



Şekil 1.8: İlk mühendislik modeli ile yapılan şok testi sonrası.

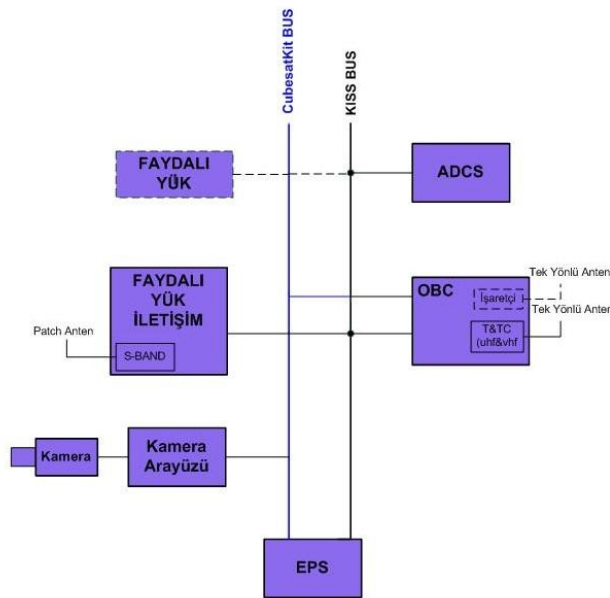


Şekil 1.9: Modifiye mühendislik modeli.

2. NANO UYDU BUS SİSTEMİ VE MİMARİSİ

Proje kapsamında geliştirilen nano uydu bus sistemi ve mimarisi, yapı itibarı ile dağıtık operasyona ve yeni komponentlerin rahatça entegre edilmesine imkan veren ve içerisinde hem “Cubesatkit Bus (CSKB)” hem de proje grubu tarafından geliştirilen “Kiss Bus (KB)” sistemini içinde bulunduran veri ve güç hattı mimarisidir [3].

Bu çift gelişmiş bus sistemi hem daha yüksek hızlı/farklı kanallardan (I2C, SPI ve Seriyek olarak CAN) veri akışı sağlamakta hem de potansiyel bir bozulma durumunda emniyet ve yeniden konfigüre edilebilirlik sunmaktadır. Özellikle proje kapsamında geliştirilen cihazların başka araştırma grupları tarafından kullanılabilirliğini arttırmak amacı ile uluslararası projelerde kullanılan ve Pumpkin şirketi tarafından küp uydular için tasarlanan “Cubesatkit Bus” ile uyumluluk sağlanmış ve buna ek olarak çok daha gelişmiş ek bir “Kiss Bus” olarak adlandırılan güç ve bilgi omurgası oluşturulmuştur. Uydu bus tasarımı Şekil 2.1.’de resmedilmiştir. Geliştirilen veya hazır temin edilebilecek her komponent sistem üzerinde birbiri ile CSKB ve/veya KB üzerinden haberleşebilmektedir.



Şekil 2.1: Uydu sistem busı.

Bu bus sistem yapısının getirdiği temel avantajlardan bir tanesi de radyasyon etkisi altında görülecek tekil olay bozulmaları (uydu işletim sistemi içine hatalı veri kaydı, silinmesi ve komponentlerin radyasyon etkisi ile bozulması) sonucu oluşabilecek durumlara karşı daha güvenli bir yapı sunmasıdır. Özellikle tasarlanan uydu sistem busı, iki farklı veri hattı üzerinden iki farklı bilgisayar ve kayıt sistemini (ADCS ve OBC bilgisayar sistemleri ve bunlara ait SD kartları) kullanabilme şansı sunmaktadır. Sistem bus yapısına sahip olduğundan dolayı istenildiği kadar ve sayıda yedekleme sağlayabilmektedir.

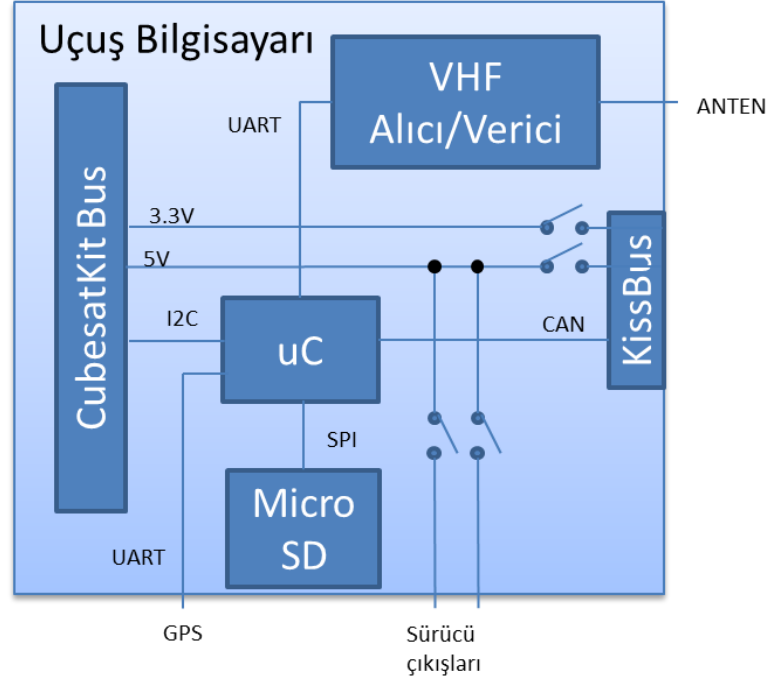
2.1 Uçuş Bilgisayarı

Geliştirilen uçuş bilgisayar sistemi, uydunun bütün alt sistemlerini yönetmek ve yer istasyonu ile telemetri/telekomut koordinasyonunu kurmak ile görevli kısımdır. Uçuş bilgisayar, uydu içindeki bütün alt sistemlerde (mesela ADCS ünitesi gibi) bulunan uçuş moduna ve alınan sağlık verilerine bağlı olarak açılıp kapatılması, faydalı yüklerin çalıştırılması (mesela kamera ünitesi) ve yer istasyonu ile iletişimi yönetmek gibi asli görevleri yürütmektedir.

Platformda genişlemeye açık bir merkezi bilgisayar ünitesi önemlidir. Halihazırda kullanımda olan ünite çok düşük güç tüketimi imkanı vermekle birlikte performans açısından sınırlıdır ve gelişime açık değildir. Bu nedenle gerektiğinde performansı daha da artırılabilen bir uçuş bilgisayar sistemi amaçlanmıştır. Bu kapsamda veri hattı üzerinden birbiri ile yüksek hızda haberleşebilen bir bilgisayar ağı yapısı uydu üzerinde yaratılmıştır. Böyle bir yapının ek özelliği olarak, farklı bilgisayarların üzerinde bulunan veri tutma cihazları (ROM, Flash, SD) ve anlık belleklerin (RAM) birbirilerine komut setleri ile bağlanabilirliği sağlanmıştır.

Proje kapsamında geliştirilen uçuş bilgisayar sistemi tasarımı Şekil 2.2’de görülmektedir. Bilgisayar sistemi içine entegre edilmiş telemetri ve telekomut amaçlı (T&TC) UHF/VHF alıcı verici seti (Astrodev Lithium) ile komple ve tek başına çalışan bir sistem olmaktadır. Uçuş bilgisayar sistemi temel uçuş operasyonları dışında ayrıca hareketli mekanizmaları (açılan anten ve magnetboom sistemi) kontrol etmek amaçlı olarak iki eyleyici kanalı ile de donatılmıştır. Bilgisayar sisteminin kalbinde 24 serisi ve temel serilere göre daha gelişmiş kabiliyetlere sahip bir PIC işlemci bulundurmaktadır. OBC(uçuş bilgisayar) modülü özellikleri şu şekilde özetlenebilir:

- 4Watt VHF Telemetry/telekomut alıcı verici bulundurur,
- CubesatKit uyumludur ve I2C üzerinden güç sistemleri ile haberleşir ,
- CAN veriyolu (Controller Area Network) bağlantısı vardır,
- Zamanlı ve koordinatlı komutlar için GPS girişi ve gerçek zaman saati vardır,
- Çoklu görev yönetimi yapabilmektedir ve
- Değiştirilebilir işlemci modülü bulundurmaktadır.



Şekil 2.2: Uydu OBC (Ana Uçuş Bilgisayarı) final tasarım şeması.

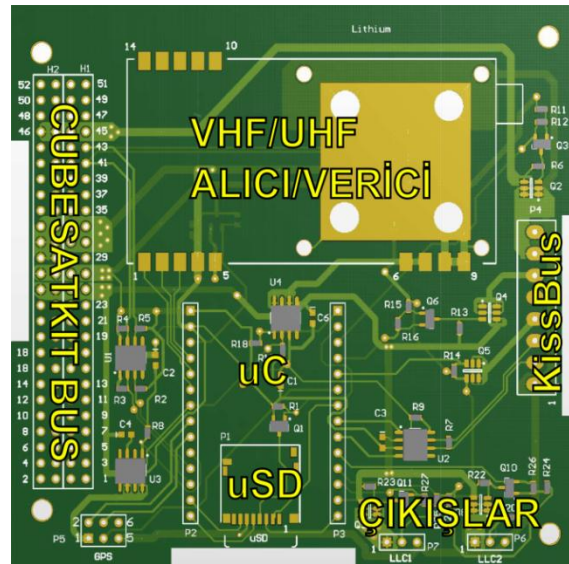
Kullanıcı halihazırda uçuş bilgisayarı içinde PIC24 serisi bir mikro işlemci bulundurmaktadır. Bununla beraber kart üzerine ayaklı yapı ile yerleştirildiğinden, isteğe bağlı olarak kullanılan PIC24 serisi işlemci haricinde istenilen başka bir işlemciyi de kullanmaya izin vermektedir. Tasarımda bulunan yaklaşık 700km'lik güneş senkron yörüngeye göre radyasyon toleransı da artırılabilir şekilde düşük güç ve akım sistemleri (keza PIC serisi işlemcilerin ciddi bir uzay geçmişi de bulunmaktadır) ile gerçekleştirilmiştir. İşlemci seçiminde MIPS/Watt değerleri göz önünde tutularak PIC işlemci serisine yönelinmiştir. Bu işlemcinin yanı sıra sistemimiz aynı zamanda büyük miktarlarda veri saklamak için daha önceki uçuş tecrübelerinden radyasyon dayanımı yüksek micro SD kart bulundurmaktadır.

Uçuş Bilgisayarı arayüzleri içinde

- Opsiyonel GPS girişi (SGR5U: hassas pozisyon hız ve zaman bilgisi için)
- Kiss Bus konektörü ve hatları (yüksek veri hızı için)

- CubesatKit konektörü ve hatları(CSK uyumluluk için)
- uSD kart (bilgi depolama ve kayıt için)
- VHF anten konektörü (hızlı bir şekilde başka iletişim sistemlerin takılabilmesi için)
- Sıcaklık sensörü (sağlık durumu algılama için)
- 2x 5V, 3A anahtarlı çıkış (anten açma gibi operasyonel mekanizmalarda kullanılması için)

bulundurmaktadır. Uçuş bilgisayarının kart tasarımı ve üzerine yerleşimi Şekil 2.3'te verilmiştir. Geliştirilen uçuş bilgisayar kartı bus sistemi üzerinde Şekil 2.4'te resmedilmiştir. Bir sonraki bölümde veri ve güç hattının birleştirildiği Kiss Bus detaylandırılmıştır.



Şekil 2.3: Uçuş bilgisayar kart tasarımı.



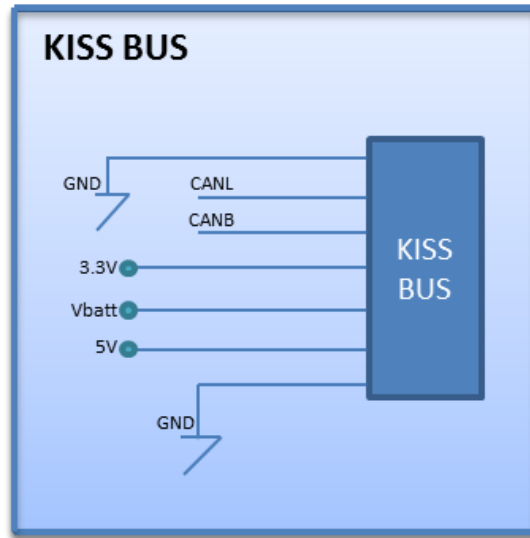
Şekil 2.4: Geliştirilen uydu uçuş bilgisayar kartı.

2.2 Kiss Bus Sistemi

Kiss Bus iletişim hattı olarak CAN kullanan, 5V besleme gerilimiyle çalışan 8pinli elemandır. Piyasada bulunan diğer uydu elemanlarına göre CAN üzerinden haberleşme imkanı sağlaması sebebiyle daha etkili bir eleman. Bu sayede I^2C eleman ve bağlantı uzaklığı sınırlamasıyla karşılaşılmamaktadır.

I^2C içerisinde 400pF kapasitesi bulundurduğundan bağlanabilecek eleman sayısını ve kablo uzunluğunu sınırlamakta ancak CAN arayüzünde tipik uydu boyutları için böyle bir sınır gerçekçi olarak bulunmamaktadır bu sebeple CAN arayüzü tercih edilmektedir. Bu yüksek veri hattı nano uydu bus sistemi donanım seviyesinde radyasyon sonucu oluşacak hata etkilerini azaltmak amacı ile donanım çoklama bulundurmaya rahatça izin vermektedir.

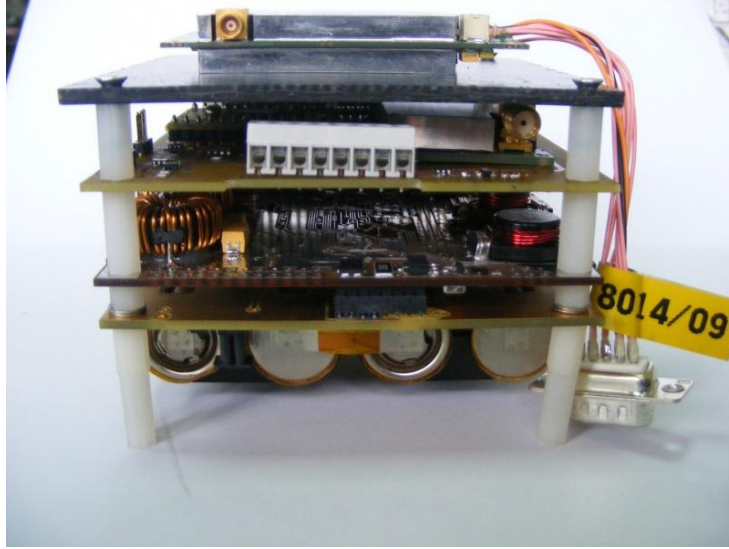
Şekil 2.5'ten görüleceği gibi sistem sadece yüksek hız (+1 Mbps) dışında ayrıca regüle edilmiş 3.3V, 5V ve özel cihazlar için de batarya voltajını taşımaktadır. Böylece özel voltaj ihtiyacı olan cihazlar kendi regülatörlerini üzerinde taşıyarak istedikleri voltaja inip çıkabilmektedir. Bu küçük ama önemli yaklaşım özel ek regülatör tasarımını minimize ederken bu tip özel regülatörlerin bozulması sonucu cihazların çoğunu kaybetme riskini de indirmiştir.



Şekil 2.5: Kiss Bus hattı.

Kiss Bus sistemi içinde güneş panellerinden gelen gücü regüle etmek için ve depolamak için Gomspace Nanopower P30U regülatör ve QBP4 batarya ünitesi veya kompozit ismi ile elektrik güç sistemi (EPS) kullanmaktadır. Nispeten daha rahat ve direk temin edilebilen bu üniteler ile tüm bus sistemi kritik komponentleri

tamamlanmış olmaktadır. Proje grubunun ilerideki yan hedeflerinden bir tanesi ise nispeten daha kolay bu sistemleri de özgün bir biçimde yaparak bu sistemlerden dolayı oluşabilecek hataları da minimize etmektir. Kompozit bus sisteminin rack konfigürasyonu Şekil 2.6’da resmedilmiştir.



Şekil 2.6: Kiss Bus sistemi entegre görüntüsü.

2.3 Kamera Sistemi

Uydu görüntüleme sistemi veya en açık adıyla kamera sistemi, uydu uçuş bilgisayarı ve haberleşme sistemi ile kamera arasında bağlantı sağlayan kamera arayüz devresi ve kamera-lens setinden oluşur. Kamera arayüz devresi kameranın temel kontrollerinin yapılabilmesi amacıyla proje kapsamında geliştirilmiş olup, kamera-lens seti piyasada bulunan yüksek yeterliliğe sahip bir kameranın ihtiyaca göre uyarlanması ve yapısının boyutlandırılması ile oluşturulmuştur. Aşağıda bu iki ayrı sistemin özellikleri, yapısı ve geliştirilmesi/uyarlanması adımları ayrıntıları ile verilmektedir.

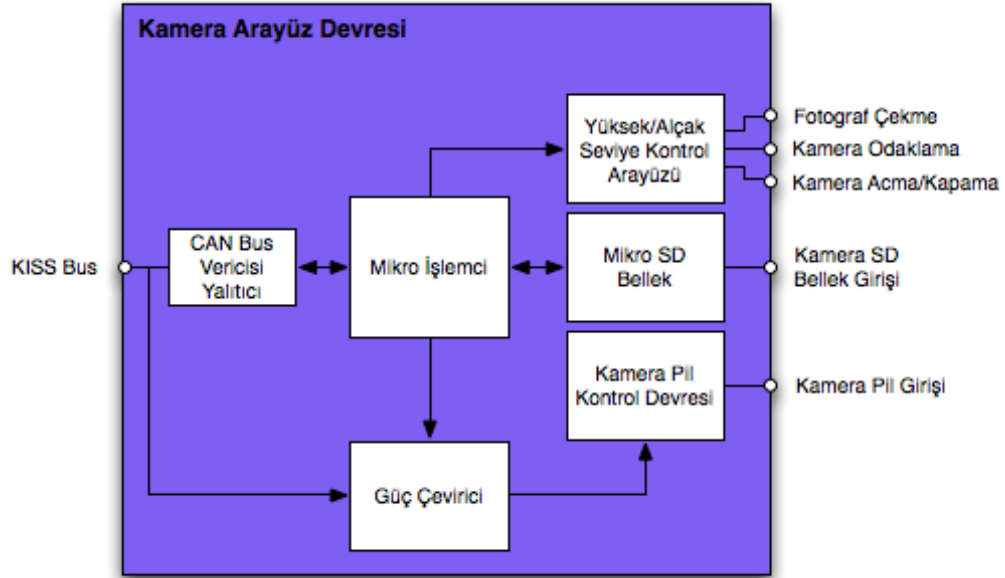
2.3.1 Kamera arayüz devresi

Kamera arayüz devresi, kamera ile alınan fotoğrafların uydu uçuş bilgisayarı üzerinden iletişim sistemine aktarılması ve kameranın işlevlerinin uydu uçuş bilgisayarı üzerinden kontrol edilebilmesi amacıyla geliştirilmiş, elektriksel ve haberleşme hiyerarşisi açısından kamera ile uydu uçuş bilgisayarı arasında kalan bir arayüz devresidir. Uydunun iç sistemi arasındaki genel haberleşme busı olan Kiss Bus’a doğrudan bağlanan kamera arayüz devresi bu sayede kamera üzerinden alınan

görüntüleri Kiss Bus yapısındaki CAN Bus ile uçuş bilgisayarına aktarabilmektedir. Kiss Bus(yapısındaki CAN Bus ile) üzerinden kamera kontrol komutlarını alıp bunlar ile kamerayı sürmektedir. Bu komutlar kamera sürmedeki temel işlevler olup sırasıyla;

- I. Kamera Pil Açma/Kapama
- II. Kamera Açma/Kapama
- III. Kamera Odaklama (opsiyonel)
- IV. Fotoğraf Çekme

komutlarıdır. Bunlardan kamera odaklama komutu opsiyonel olup, uzay operasyonlarında kamera odağı sabit (sonsuz odakta) tutulması planlanmaktadır. Aşağıda kamera arayüz devresinin şematığı Şekil 2.7’de görülmektedir.



Şekil 2.7: Kamera arayüz devresi çalışma şeması.

2.3.1.1 Mikro denetleyici birimi

Kamera arayüz devresi CAN Bus üzerinden alınan bu komutları anlamlı kamera sürme sinyallerine çeviren, arayüz içindeki çeşitli denetlemeleri yapan ve kameranin çektiği fotoğrafları SD Bellek üzerinden okuyan ve CAN Bus’a aktaran bir mikro denetleyici içermektedir. Çizelge 2.1’de bu mikro denetleyicinin özellikleri verilmiştir.

Kiss Bus üzerinden alınan komutlar, mikro denetleyici üzerinden yönlendirilerek kendi çıkışlarına bağlı yüksek/alçak seviye kontrol arayüzüne iletir. Bu alt arayüz,

mikro denetleyici ve kamera girişleri arasındaki lojik sürme seviyelerini yeterli gerilim seviyelerine çekme ve akım isteklerini doğrudan güç bus'ı üzerinden karşılama amaçlı bulunan bilinen standart elektronik yapıdır.

Çizelge 2.1: Mikro denetleyici özellikleri

PIC18F258	
Program Bellek Tipi	Flash
Program Bellek Boyutu (KB)	32
CPU Hızı (MIPS)	10
RAM Boyutu(Byte)	1,536
Data EEPROM (Byte)	256
Haberleşme Arayüzleri	1-A/E/USART, 1-MSSP(SPI/I2C)
Yakalama/Karşılaştırma/PWM arayüzü	1 CCP
Zamanlayıcı	1 x 8-bit, 3 x 16-bit
ADC	5 kanal, 10-bit
CAN	1 ECAN
Çalışma Sıcaklığı Aralığı (C)	-40 to 125
Çalışma Gerilimi Aralığı (V)	2 - 5.5
Pin Sayısı	28

2.3.1.2 Güç çevirici ve pil kontrol birimi

Kiss Bus, haberleşme yanında devre kartlarını besleme girişlerini de taşıyan bir yapı olarak, kamera arayüz devresini beslemektedir ve genel besleme gerilimi olarak 3.3V seviyesini kullanmaktadır. Ancak Kiss Bus üzerinde bulunan güç girişleri (3.3V, 5V ve Pil Gerilimi) kameranın besleme gerilim aralığı ile örtüşmediğinden, kamera arayüz devresi üzerinde, uydu pil gerilimini(nominal ~16V), kamera besleme gerilim seviyelerine(~7.4 -8V) çeviren bir güç çevirici gerekliliği doğmuştur. Anahtarlama güç regülatörü olarak, ON Semiconductor firmasının NCP3170 entegre devresi seçilmiş, gereken çıkış gerilimi için hesaplanan çevre birimleri değerleri ile bir tasarım yapılmıştır. NCP3170 entegresinin genel özellikleri Çizelge 2.2'de verilmektedir

Ayrıca kamera pil girişi ile kamera pili arasında bir haberleşme protokolü bulunduğundan, bu protokolü emüle eden bir alt devre gerekliliği nedeniyle, kamera arayüz devresi üzerinde kamera pil kontrol devresi ünitesi eklenmiştir.

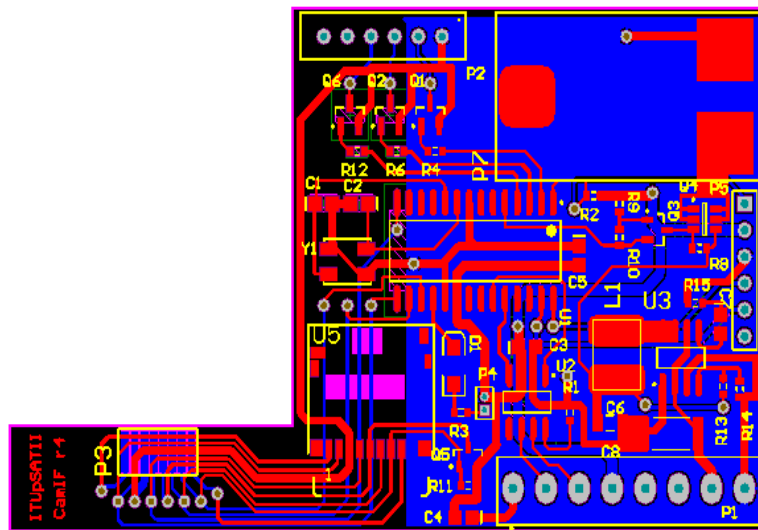
Çizelge 2.2: NCP3170 entegresi genel özellikleri

ON Semiconductor NCP3170 3A Anahtarlama Güç Regülatörü
4.5 V dan 18 V çalışma giriş gerilimi
90mΩ High-Side, 24mΩ Low-Side MOSFET
Ayarlanabilir çıkış gerilimi
3 A sürekli çıkış gerilimi
Sabit 500 kHz ve 1 MHz PWM operasyonu
Kısadevre koruma
Termal kapama

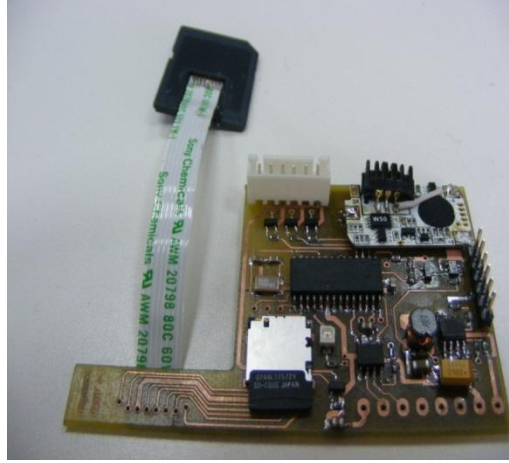
2.3.1.3 Görüntü depolama birimi

Seçilen kamera çektiği fotoğrafları depolama birimi olarak SD Bellek kullanmaktadır. Bu amaçla kamera arayüz devresi, kameranın SD Bellek girişine elektriksel olarak doğrudan bağlı bir mikro sd kart soketi bulundurmaktadır. Bu mikro sd kart girişi kamera ve kamera arayüz devresi mikro denetleyicisi arasında karşılıklı dışlamalı ve paylaşımlı bir şekilde kullanılmaktadır. Kamera verilerini bu mikro sd karta yazabilmekte, mikro denetleyici ise bu verileri okuyabilmekte ve Kiss bus'a aktarabilmektedir.

Aşağıda kamera arayüz devresi için üretilen baskı devre şeması ve üretilen deve Şekil 2.8 ve 2.9'da görülmektedir.



Şekil 2.8: Kamera arayüz devresi baskı şeması.



Şekil 2.9: Üretilen kamera arayüz devresi.

2.3.2 Kamera

Kamera sistemi, piyasadan elde edilebilen ve belirlenen yeterliliklere sahip bir kameranın proje gerekliliklerine uyarlanması ile sağlanmıştır. Kamera üzerinde, gerek uygun boyutları sağlama için yeniden boyutlandırma amacıyla yapısal olarak; gerek kamera arayüzü devresi ile uyumlu çalışabilmesi amacıyla elektriksel olarak modifikasyonlar yapılmıştır. Kamera seçiminde, istenilen çözünürlükte çalışabilme, kamera boyutu, lens seçenekleri ve boyutu, kamera veri depolama sistemine erişim kolaylığı gibi kriterler üzerinden yapılmıştır. Mevcut kameralardan incelendiğinde SONY Nex-5 model kameranın istenilen özellikleri sağlandığı gözlenmiştir. Kamera optik sistemi, uydu boyutları kısıtları ve uydu operasyon amacını karşılayan özelliklerde, yine piyasadan kameraya uyumlu lens seti olarak satın alınmıştır.

Aşağıda seçimi yapılan SONY Nex-5 kamera sistemi (Çizelge 2.3) ve seçilen 18-55mm lensin özellikleri(Çizelge 2.4) verilmiştir.

Çizelge 2.3: Sony nex-5 özellikleri

SONY Nex 5Kamera	
Görüntü algılama	CMOS sensör
Sensör Çözünürlüğü (megapiksel)	Yaklaşık 14,6
ISO Hassasiyet Ayarı	ISO200 - 12800 eşdeğeri
Deklanşör Hız Aralığı (saniye)	1/4000 - 30 ve ampul
Depolama Aracı	Memory Stick PRO Duo™, Memory Stick PRO-HG Duo™, SD bellek kartı, SDHC bellek kartı

Çizelge 2.3(devam): Sony nex-5 özellikleri

Kayıt formatı	JPEG (DCF Ver.2.0, Exif Ver.2.3, MPF Baseline) uyumlu, DPOF uyumlu
Görüntü Boyutu L - JPEG (piksel)	4592 x 3056 (14 M)
Görüntü Boyutu M (piksel)	3344 x 2224 (7,4 M)
Görüntü Boyutu S (piksel)	2288 x 1520 (3,5 M)
Fotoğraf kalitesi	JPEG, RAW (ARW2.1 Formatı), RAW+JPEG
Pil Sistemi	NP-FW50
Ağırlık (g)	Yaklaşık 229
Genişlik (mm)	110,8
Yükseklik (mm)	58,8
Derinlik (mm)	38,2

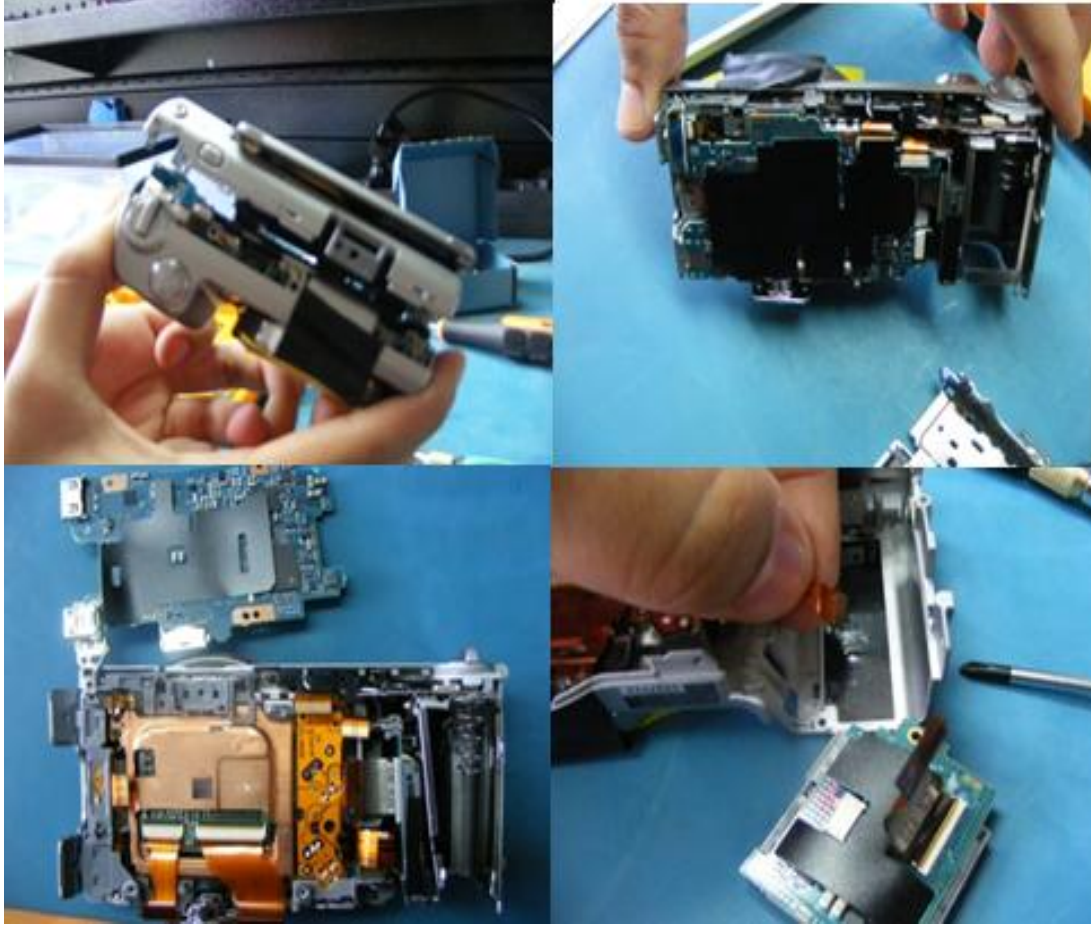
Kamera üzerinde yapısal ve elektriksel modifikasyonlar ile, yapısal olarak uygun boyutlar sağlanmış, elektriksel olarak da istenilen elektronik bağlantılar (kamera fonksiyonlarını dışarıdan kontrol etme amaçlı) ve veri erişimleri (SD Kart erişimi) elde edilmiştir. Bu modifikasyonlar sırasındaki ana adımlar aşağıda sırasıyla anlatılmaktadır.

Çizelge 2.4: Sony 18-55mm lens özellikleri

SONY E 18-55mm Lens	
Görüş Açısı	76°-29° APS-C
Min Odak uzaklığı, resim düzleminde cisme	0.25m
Min Odak uzaklığı, Lensten cisme	140mm
Max büyütme	0.30x
Boyut	62mm x 60mm.
Max Boyut (açılma durumu)	83.5mm
Ağırlık	194g

2.3.2.1 Kamera demontajı

SONY Nex-5 kamera gerekli modifikasyonlara izin verecek tarzda Şekil 2.10'daki gibi demonte edilmiştir.



Şekil 2.10: Kamera demontajı.

Kamera demontajından sonra kamera bağlantıları ve veri yolları belirlenmiş, dışarıdan denetime uygun giriş noktaları tespit edilmiştir.

2.3.2.2 Kamera yeniden boyutlandırılması

Yeniden boyutlandırmada fonksiyonel olarak ihtiyaç duyulmayacak birimlerin elektriksel olarak bağlantıların çıkarılması işlemi gerçekleştirilmiştir. LCD ekran burada gerek fonksiyonuna ihtiyaç duymayacağımız, gerek uzay ortamı koşullarına uygunsuzluğu nedeniyle çıkarılmaktadır. Yine kamera pil yuvası, boyutu nedeniyle çıkarılacak, kamera beslemesi kamera arayüz kartı üzerinden sağlanacaktır. Ayrıca kamera pil yuvası, kameranın uydu yapısı içerisine sığdırılması amacıyla kesilmiştir. Kesim öncesi ve sonrası oluşan kamera boyutları Şekil 2.11'de görülmektedir.



Şekil 2.11: Kamera kesimi ve sonrası.

2.3.2.3 Kamera prototipi

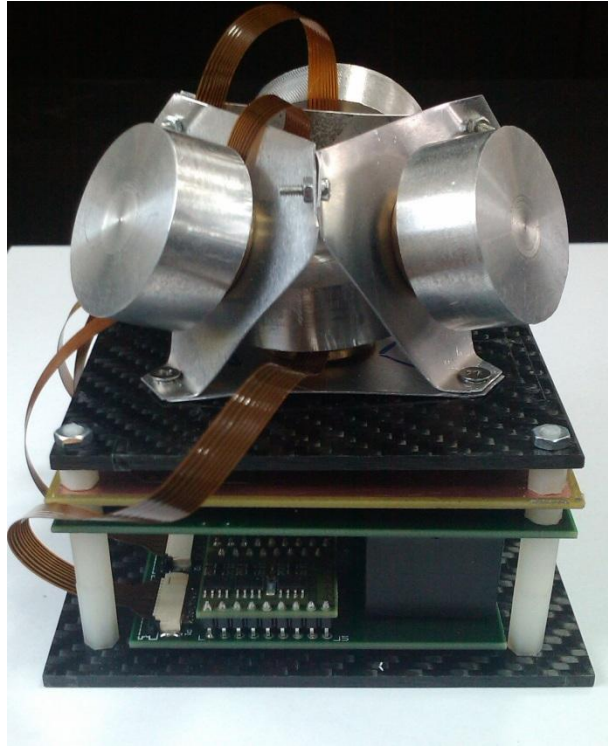
Kamera arayüz devresi kameraya entegre edilerek kamera üzerinde fonksiyon testleri gerçekleştirilmiş ve istenilen operasyon modları başarıyla gerçekleştirilmiştir. Yapılan testlerde sistem istenilen hızda fotoğraf çekimi gerçekleştirmiştir. Prototip sistem (Şekil 2.12) kutulanarak entegre edilmiştir.



Şekil 2.12: Kamera prototip kutulanmış hali.

3. YÖNELİM BELİRLEME VE KONTROL SİSTEMİ

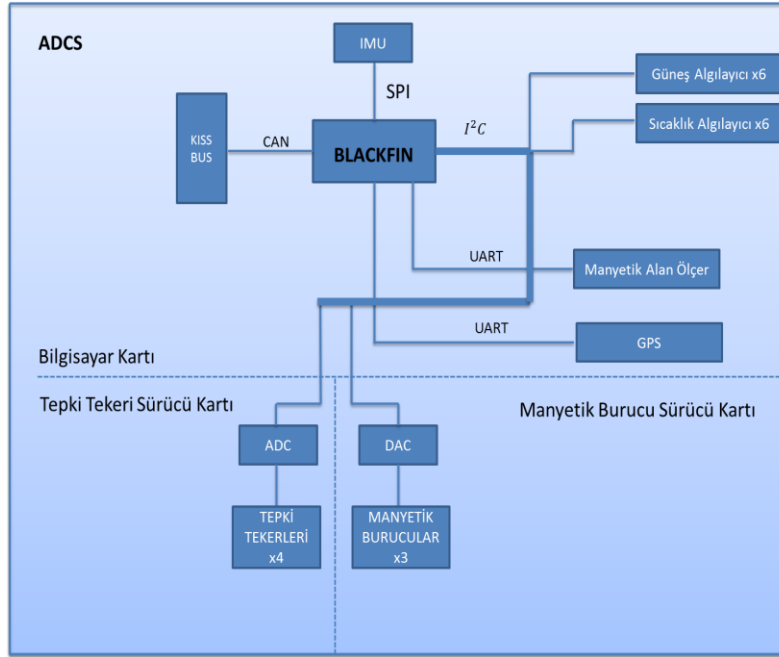
Uydu yönelim belirleme ve kontrol sistemi nihai tasarımı ve fonksiyonel şeması sırası ile Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de verilmiştir. Tasarımda dikkati çeken nokta kontrol bilgisayar sisteminin, eyleyici setini (3 manyetik burucu, 4 tepki tekerinden oluşan 3 eksen mikro moment kontrol cihazı) sürececek ve çoklu algılayıcı verilerini de alacak tüm devre elemanlarını bulunduran ve 3 kartdan oluşan komple bir sistem olmasıdır. Bilgisayar sistemine ataletsel veriler(IMU) dışında güneş yönünü belirlemek için ışıyım değerini ölçen fotodiyot verileri ve manyetik alan verileri de analog, dijital ve seri veri hattı üzerinden girmektedir.



Şekil 3.1: YBKS sistem entegre katmanı.

Yönelim belirleme ve kontrol sistemi (YBKS) içinde mikro işlemci olarak uzayda kullanılan muadillerine göre daha hesaplama gücü kuvvetli bir Blackfin DSP işlemcisi kullanılmaktadır. Bu bilgisayar sistemi üzerinde hem veri filtreleme ve yönelim belirleme, hem de yönelim kontrolü üzerinde koşacağından üst seviyede işlem kabiliyeti olması hedeflenmiştir.

Sistem için yapılan tasarım 3U boyutunda, 4 kg ağırlığında ve 30 cm x 10 cm x 10 cm boyutlarında olan bir uydunun hassas kontrolünü hedef almıştır. Özellikle eyleyicilerin boyutlandırması için böyle bir uydunun maksimum ataletsel özellikleri ve yaklaşık 700km civarında bir güneş eş zamanlı yörüngede olacağı göz önünde bulundurularak, uydü üzerine gelebilecek bozuntular hesaplanmıştır.



Şekil 3.2: Uydü yönelim belirleme ve kontrol sistemi tasarımı.

Bu bozuntular aerodinamik sürüklenme, yerçekimi gradyanı etkisi ve güneşten gelen parçacıkların sebep olduğu torklardır. Bozuntular hesaplanırken en kötü durum senaryosu uygulanarak, alçak dünya yörüngesinde (LEO) 700 km irtifada, uydü üzerine gelebilecek azami tork düzeyleri hesaplanmıştır. Çizelge 3.1’de hesaplanan değerler sunulmaktadır.

Çizelge 3.1: Yörünge bozuntu torkları (700 km)

Bozuntu	Değer	Birim
Aerodinamik Tork	3,6245E-08	N.m
Yer çekim Gradyant Tork	1,2315E-07	N.m
Solar Basınç Torku	4,9212E-09	N.m
Ek Manyetik Alan Torku	1,28E-07	N.m
Emniyet Oranı	3	
Toplam Bozuntu Torku	8,7696E-07	N.m

Bu analiz değerleri baz alınarak eyleyicilerin detaylı tasarımı ve prototipinin üretimi yapılmıştır. Bir sonraki bölümlerde sırasıyla geliştirilen YBKS bilgisayar, 3 eksen mikro moment kontrol cihazı ve manyetik tork üreteçleri detaylandırılmıştır. YBKS bilgisayar sistemi içerisinde kullanılan algılayıcılar ve bağlantıları da verilmiştir.

3.1 Yönelim Belirleme ve Kontrol Bilgisayarı

YBKS sisteminin bilgisayar sistemi tasarımı ve kullanılan algılayıcılar sırası ile detaylandırılmıştır.

3.1.1 YBKS işlemcisi Blackfin

CM-BF537E işlemcisi Analog Devices firmasının BlackFin işlemcileri ürünüdür, özellikleri şu şekildedir:

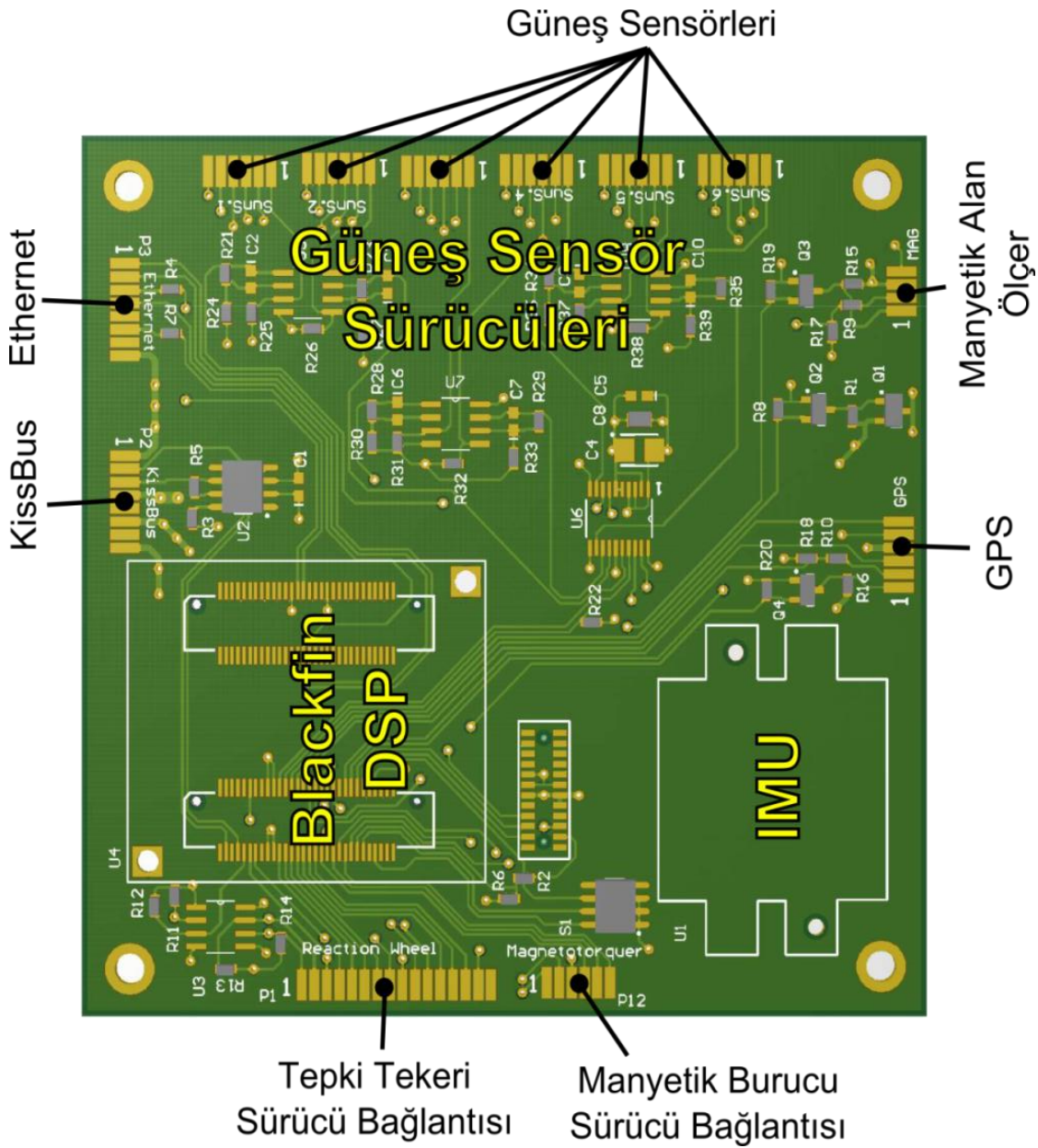
- CPU: Analog Devices BF537 600Mhz
- RAM: 133Mhz'ye kadar 32 Mb SDRAM
- FLASH: 4Mb'den 8Mb'ye kadar.
- Arayüzler:
 - 1 adet CAN
 - 1 adet 10/100Mbit ethernet
 - 1 adet PPI
 - 1 adet SPI
 - 2 adet SPORT
 - 1 adet I^2C
 - 2 adet UART
- 3.3V besleme gerilimi
- Tümlşik düzenleyici
- 31x36 mm ölçülerindedir.

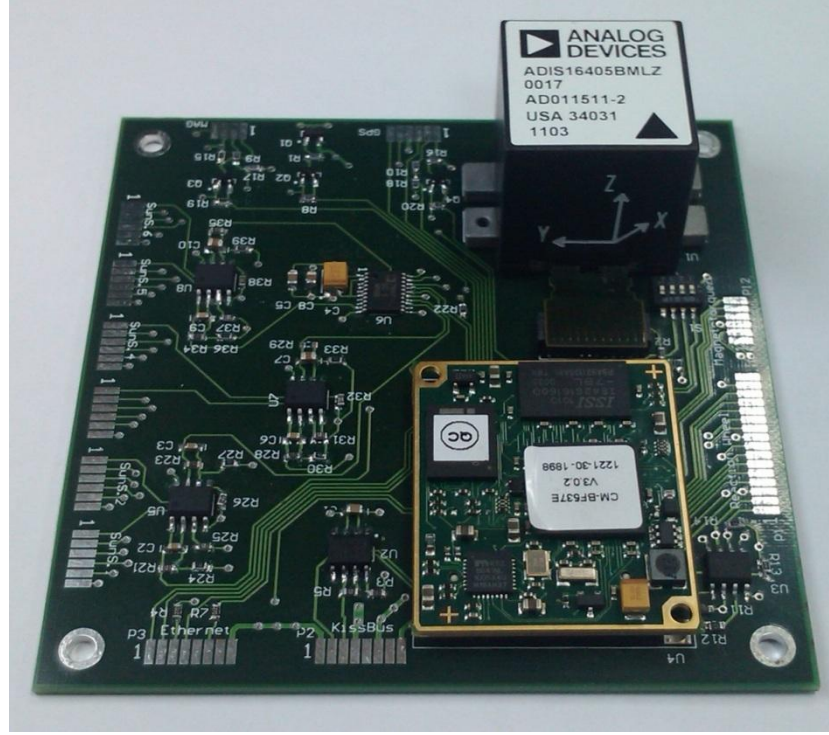
Blackfin'i seçme nedenimiz; kolayca gömülü yazılım gömebilme, MATLAB-Simulink üzerinden direk kod üretebilmemizdir. Blackfin uydu yapımızda Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi (YBKS) içerisinde algılayıcılar üzerinden gelen verileri alma ve gerekli kontrol komutlarını gönderme görevini üstlenmektedir. BlackFin 6 adet güneş algılayıcısı, 6 adet sıcaklık algılayıcısı, 4 adet tepki tekeri üzerinden analog-dijital çevirici ile dijital verileri, 3 adet manyetik burucu üzerinden dijital analog çevirici ile analog verileri; I^2C arayüzüyle almaktadır. Diğer atalet algılayıcı verisini SPI, GPS ve Manyetik Alan Ölçer verilerini UART, Kiss Bus'tan gelen

verileri ise CAN aracılığıyla alan Blackfin bu verileri işleyerek gerekli kontrol komutlarını gönderme işlemini sağlamaktadır.

Blackfin'e gelen bütün sürücülerin ve algılayıcıları hata durumunda kapanmasını sağlayacak açılma/kapanma imkanı vardır. Buna ek olarak hepsinde aşırı ısınma veya donma problemleri yaşamamak adına, sıcaklık geri beslemesi almak için sıcaklık algılayıcıları bulunmaktadır.

Blackfin'in ve diğer YBKS elemanlarının bağlantıları ve devre üzerindeki konumları Şekil 3.3'te ve üretilen YBKS bilgisayar kartı Şekil 3.4'te görülmektedir. Üretilen kart 4 katmandan oluşmaktadır.





Şekil 3.4: YBKS bilgisayar kartı.

3.1.2 Atalet algılayıcısı IMU

ADIS 16405 ürünü içinde 3 eksenli jiroskop, 3 eksenli ivmeölçer ve 3 eksenli manyetik alan ölçer bulundurmaktadır. İçerisinde bulundurduğu algılayıcıların hepsinin kendi içerisinde dinamik düzeltmesi -40 °C ile +85 °C arasında çalışabilecek şekilde yapılmıştır.

ADIS 16405 ürünü özellikle daha karmaşık ve ayrı yapılarla karşılaştırıldığında; basit, tümleşik, doğru, çok eksenli atalet algılayıcılarının endüstriyel amaçla kullanılmasını sağlayan bir üründür. İnsansız hava araçlarında, platform kontrolünde, dijital pusula olarak, sefer planlama ve benzeri uygulamalarda kullanılabilmektedir. ADIS Şekil 3.4'te sağ üst köşede görülmektedir. Ürün seçimimizde içerisinde bulundurduğu algılayıcılarda dikkat ettiğimiz özellikler Çizelge 3.2 şeklindedir.

Çizelge 3.2: Algılayıcı özellik listesi

	Dinamik Hassasiyet	Başlangıç Hassasiyeti	Sıcaklık Aralığı
Jiroskop	± 300 °/sn	0.05 °/sn/LSB	-40 ile +85 °C
İvme Ölçer	± 18 g	3.33 mg/LSB	-40 ile +85 °C
Manyetik Ölçer	± 3.5 gauss	0.5 mgauss/LSB	-40 ile +85 °C

Ürünün temel özellikleri ise;

- 5V besleme gerilimi,
- 12bit çözünürlüğünde 0-3.3V aralığında Analog çıkış;
- 12bit çözünürlüğünde 0-3.3V aralığında Dijital giriş,
- Programlanabilir operasyon kontrolü,
- 2000g'ye kadar şoka dayanabilmedir.

3.1.3 Manyetik alan ölçer

HMR3300 hassas pozisyon algılama uygulamalarında kullanılmaktadır. İçerisinde bulundurduğu manyetik dirençli algılayıcılar ile güvenilir ve doğru dijital pusula çözümleri sağlamaktadır. 3 ekseninde manyetik alan ölçebilmekte olan bu algılayıcı aynı zamanda 2 ekseninde pozisyon bilgisi verebilmektedir. HMR3300 (Şekil 3.5) :

- -40 ile +85 °C arası sıcaklıklarda çalışabilmekte,
- UART ve SPI ile haberleşme sağlanabilmekte,
- 8Hz değerinde sürekli güncellemeye sahip,
- ± 2 gauss aralığında olan,
- 0.1 mili-gauss çözünürlüğünde,
- 6-15V arası besleme gerilimine ihtiyaç duyan,
- 25.4x36.8x11mm ölçülerine sahip,

bir cihazdır. Sistem magnetoboom üzerinde uydunun yarattığı manyetik gürültüden olabildiğince uzak olacak şekilde konumlandırılmıştır.

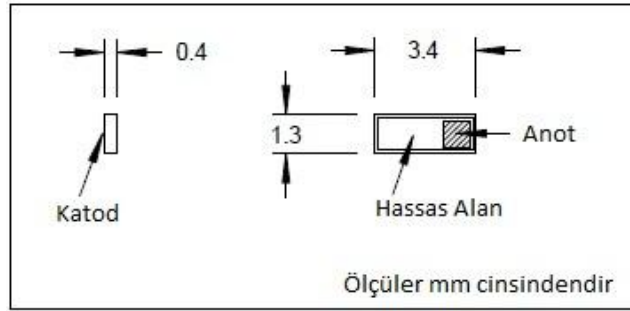


Şekil 3.5: Manyetik alan ölçer

3.1.4 Güneş algılayıcısı

Silonex'in SLCD-61N8 modeli (Şekil 3.6) düzlemsel yapıda kolay lehimlenebilir foto diyottur. Geniş aralıkta ışıklandırmada bile lineer kısa devre akımı

oluşturabilmektedir. Silonex genellikle ışık algılamada ve güç sağlamakta kullanılmaktadır.

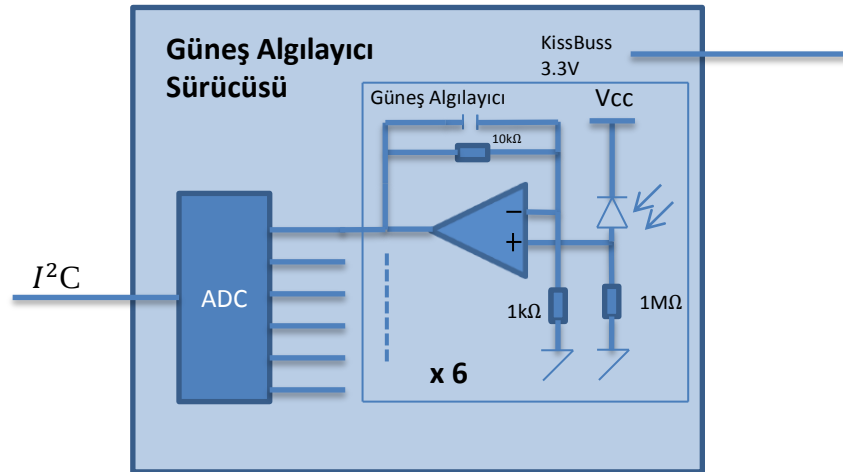


Şekil 3.6: Güneş algılayıcısı için fotodiyot.

Özellikleri ise;

- Kısa devre akımı: Minimum $100\mu A$,
- Açık devre gerilimi: $0.4V$,
- Ters karanlık akımı: Maksimum $1.7\mu A$,
- Çalışma aralığı -40 ile $+125^{\circ}C$,
- $1.3 \times 3.4mm$ ölçülerinde,
- Normal gözün algılayabileceği ışıkla kızılötesi ışık arası çalışabilme şeklindedir.

YBKS sistemi üzerine bağlantısı ise bir ara devre tarafından yapılmaktadır. Bu sürücü devre Şekil 3.7’de görülmektedir.



Şekil 3.7: Güneş algılayıcı sürücü devre çalışma şeması

3.1.5 GPS

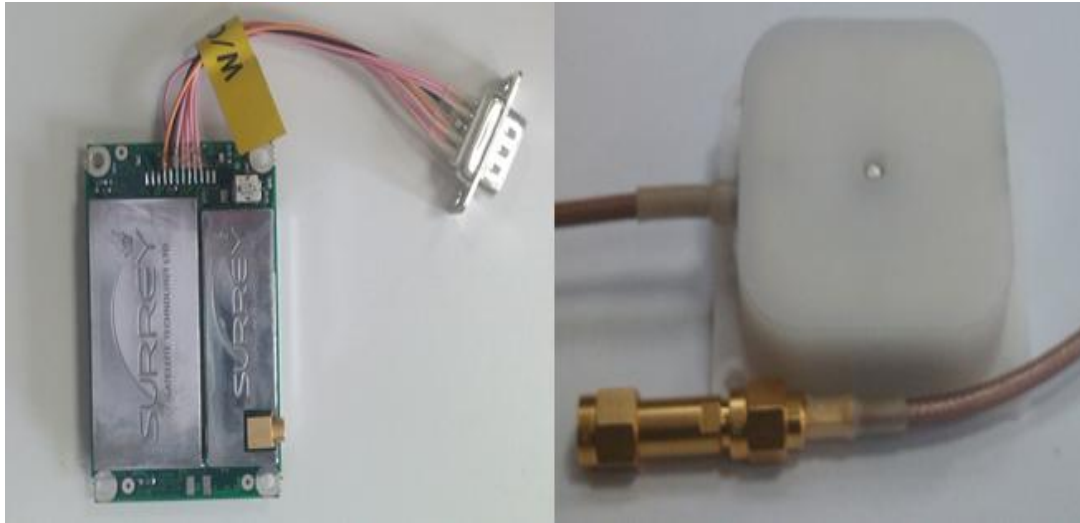
Surrey Satellite Systems SGR-05U GPS alçak yörünge görevlerinde yörünge ve pozisyon belirlemede kullanılmaktadır. Doğru zamanlama ve eş zamanlamaya sahip

olan bu yapı Cubesat ve Nano Uydu uygulamalarında kullanıma uygundur. Hem hassas pozisyon, hız, hem de yönelim belirleme de ana veri kaynağı olarak YBKS’de kullanılmaktadır.

SGR-05U cihazı,

- 12 kanallı alıcıya sahiptir.
- 10m’ye kadar pozisyon çözünürlüğüne sahiptir.
- 15m/s’ye kadar hız çözünürlüğüne sahiptir.
- Besleme gerilimi 5V’dır.
- 70x45x10 ölçülerindedir.
- 2Mhz hızındadır
- 20gr ağırlığındadır.

Bulunan pozisyonun hassas bir şekilde ölçümü yönelim belirleme sırasında kullanılan manyetik haritalarda daha iyi bir kestirim ve yönelim belirlemeye neden olmaktadır. Sistemin alıcısı ve anteni Şekil 3.8’de görülmektedir. Boyut itibari ile nano uydular için çok ideal bir yapıdadır.

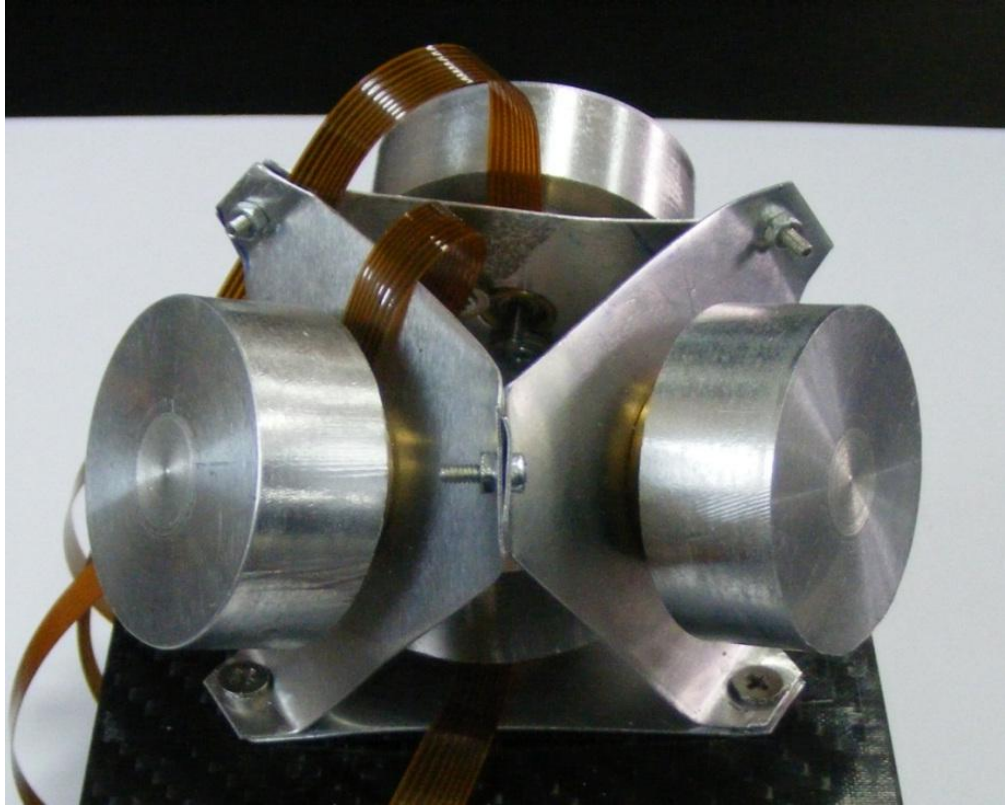


Şekil 3.8: GPS alıcısı (solda) ve GPS anteni (sağda).

3.2 Üç Eksen Mikro Moment Kontrol Cihazı

Geliştirilen üç eksen mikro moment kontrol cihazı birbirine eşkenar üçgen prizma asal yönlerinde yerleştirilmiş 4 adet tepki tekerinden oluşmaktadır. Sistem’de (Şekil 3.9) yedekli olarak her ekseninde bulunan tepki tekerleri yörüngedeki bozuntuların neden olduğu torkların karşılanmasında ve uydunun hızlı bir şekilde yönlendirilmesinin sağlanmasında kullanılmaktadır. Tepki tekerleri, belirli bir ataletle

sahip olan tekerlek ünitesinin dönüş eksenini doğrultusunda tork üretmesi prensibine dayanmaktadır.



Şekil 3.9: Geliştirilen üç eksen mikro moment kontrol cihazı.

Geliştirilen 3 eksen mikro moment kontrol cihazı, projenin ilk aşamasında amaçladığımız üç eksen mikro kontrol moment jiroskop sistemine göre hem daha küçük yer kaplamakta hem de motor sistemlerinden birinin bozulması durumunda bile üç eksen de hassas kontrole izin vermektedir. Keza moment kontrol jiroskobunda motorlardan birinin bozulması tamamı ile fonksiyonaltiesinin bitmesi anlamına gelmektedir. Ayrıca mikro kontrol moment jiroskobunun sahip olduğu daha düşük güç tüketimi avantajı nano uydular için geçerli olmadığı gözlenmiştir. Bunun nedeni jiroskopta kullanılan step motorların güç tüketimi hızlı yönelim kontrol manevraları için en az direk akım motorları kadar olmasıdır.

Bütün bu açılardan bakıldığında mikro moment kontrol cihazı nano uydular için kontrol moment jiroskopuna göre çok daha iyi bir çözüm sunmaktadır. Ayrıca mekanik olarak kontrol moment jiroskopundan (ki keza içinde slip ringler ve dişli sistemleri bulundurmaktadır) daha düşük bir karmaşıklık getirmektedir. Bundan dolayı moment kontrolü cihazı olarak tercihimiz geliştirdiğimiz ve tepki tekerlerinden oluşan 3 eksen mikro moment kontrol cihazı olmuştur.

Temel olarak tepki tekerleri 3 adet bileşenden oluşmaktadır. Bu bileşenler istenen torku sağlayan rotor, bu rotoru döndürmek için kullanılan bir fırçasız doğru akım motoru ve bu motoru sürmek için kullanılan elektronik devredir.

Tepki tekerinin rotoru için boyutlandırma yapılırken, 4 kg ağırlığında ve maksimum atalet momenti $0,42 \text{ kg.m}^2$ olan uyduyu $3^\circ/\text{s}$ hızla döndürebilme isteri uygulanmıştır ve buna göre bir adet tepki tekerinin hesaplanan değerler Çizelge 3.3'te verilmiştir. Tepki tekerinin rotor bölümü mühendislik modelinde alüminyum 7075-T651 malzemesinden yapılmıştır. Hesaplanan teker boyutu için 3cm çapında ve 1cm kalınlığında alüminyum şapkalar ile tasarlanmıştır. Bu tekerler seçilen motorun rotator kısmına geçirilmiş ve bağlantı set vidaları ile sıkıca oturtulmuştur.

Çizelge 3.3: Reaksiyon tekeri özellikleri.

	Değer	Birim
Momentum Saklama Kabiliyeti	1,05	mNms
Rotor Atalet Momenti	$1,75\text{E}-3$	kgm^2
Tork Gereksinimi	0,233	mNm
Maksimum Tork (marjinli)	1	mNm

Çizelge 3.3'te özetlenen boyutlandırma sonucunda, gerekli olan tork gereksinimlerine göre motor araştırması yapılmıştır. Faulhaber ve Maxon firmalarının ürün yelpazesinde seçilen motorlar nominal çalışmaları yüksek ve düşük sıcaklıklarda denenmiştir. Aralarından en başarılı ve belirlenebilir performansa sahip olan ve ayrıca hem boyut hem de güç açısından ideal Maxon EC-20 fırçasız doğru akım modeli seçilmiştir.

3.2.1 Tepki tekeri motoru

Tepki tekerleri motoru Maxon'un EC-20 modeli olan, fırçasız doğru akımla çalışan motorudur. Motorda 3 adet hall algılayıcısı bulunmaktadır. Hall algılayıcıları DA motorlarda pozisyon belirlemede kullanılmaktadır. Motorun seçiminde dikkat edilen özellikler şunlardır:

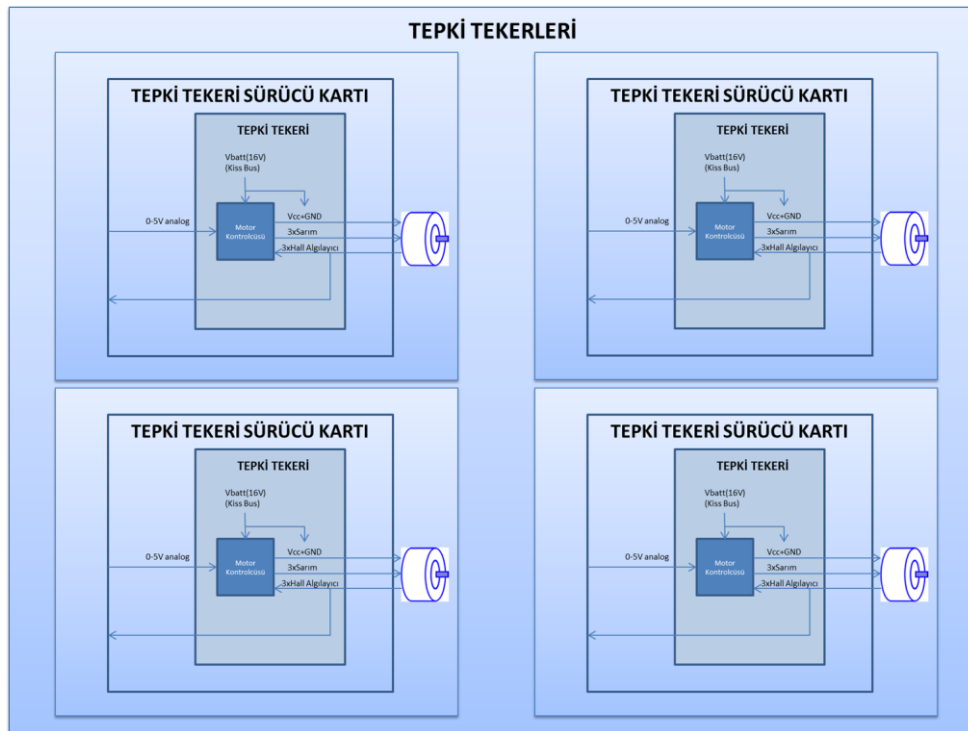
- Nominal gerilim: 12V
- Yüksüz hız: 9370dev/dk

- Yüksüz akım: 33.1mA
- Nominal hız: 3530dev/dk
- Nominal burma momenti: 3.16mNm
- Nominal akım: 0.292A
- Başlangıç akımı: 0.503A
- En yüksek verimi: %56

Böylece beklenti torkunun 3 katı üstünde belirlenen bu motorlar kullanılmıştır.

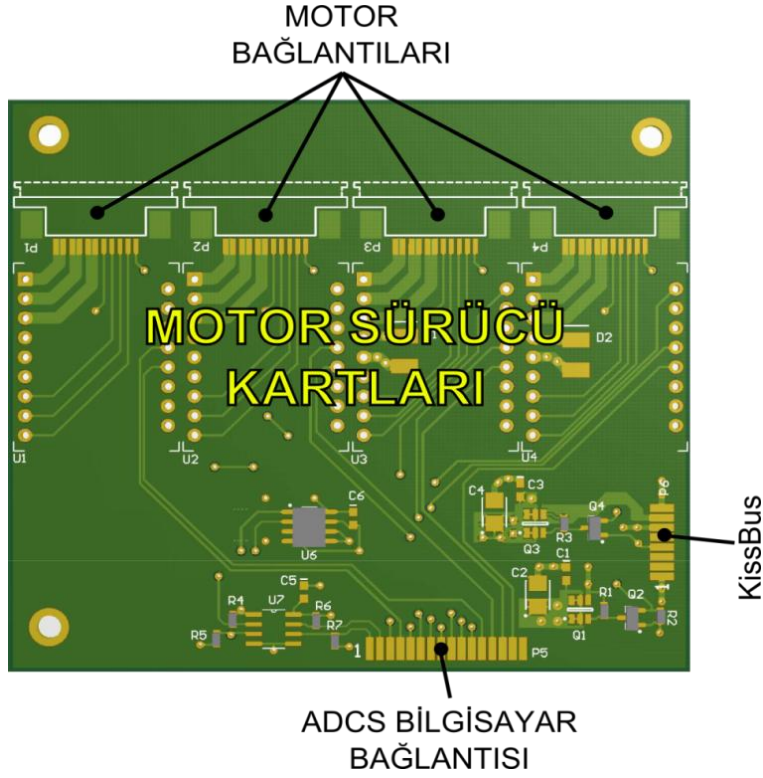
3.2.2 Tepki tekeri sürücü kartı

Yapılan sürücü kartında tepki tekerleri Kiss Bus'tan gelen gerilimle beslenmektedir. Motor kontrolcüsü üzerinden sarımlara gönderilen komutlar üzerinden tekerler döndürülmektedir. Motor üzerinden çıkan hall algılayıcı verileri ise analog-dijital çeviriciye gönderilmekte oradan da BlackFin'e ulaştırılmaktadır. Çoğunlukla motorun PWM değeri geri beslenmektedir ancak hall algılayıcılar ile motorun açısal hızı belirlenebilmekte bu sayede de artık momentum atımı (momentum dumping) sağlanabilmektedir. Sistemimizde 4 adet tepki tekeri bulunmaktadır hepsi farklı eksenlerde farklı momentumlar oluşturacağı için farklı komutlar almaktadır. Şekil 3.10'da tekerlerin toplu olarak bulunduğu sürücü kartı çalışma şematığı gösterilmektedir.

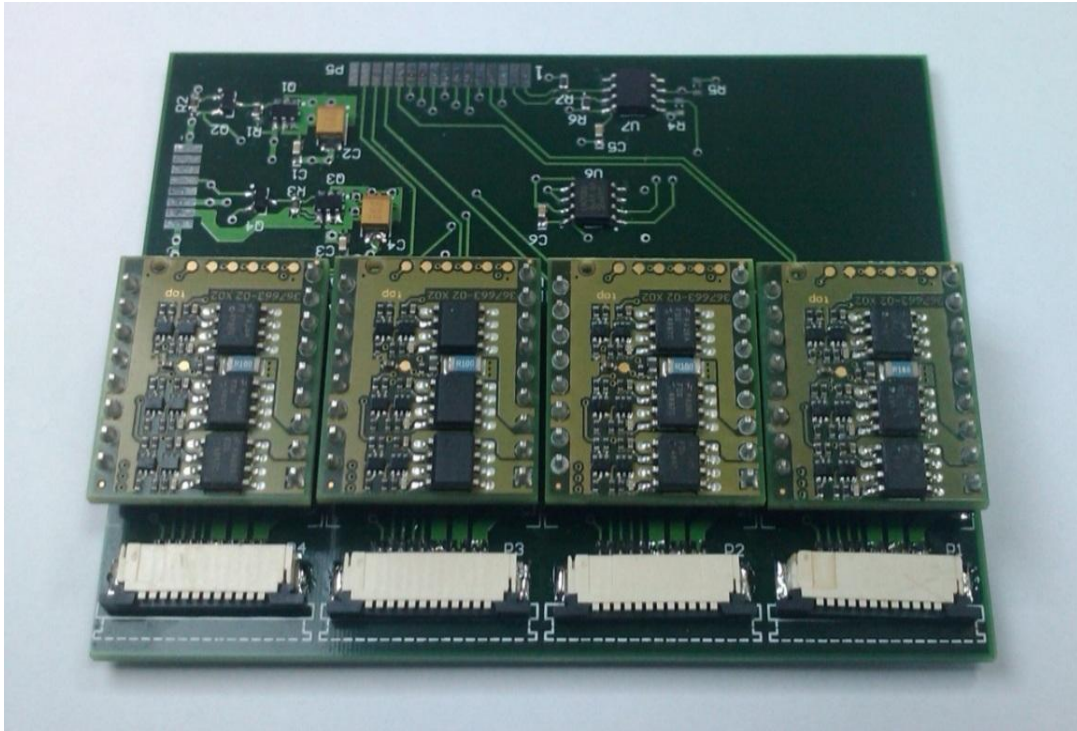


Şekil 3.10: Tepki tekerlerinin sürücü kartının çalışma şematığı

Komple 3 eksen mikro moment kontrol cihazının sürücü kartının ayrıntılı devre kartı resmi ve arayüzleri ile üretilen sürücü devre Şekil 3.11 ve Şekil 3.12’de verilmiştir. Üretilen kart 4 katmandan oluşmaktadır.



Şekil 3.11: Üç eksen mikro moment kontrol cihazı sürücü kartı tasarımı.



Şekil 3.12: Üretilen tepki tekerlerinin sürücü devresi.

3.3 Manyetik Tork Burucu

Manyetik tork burucuları veya en genel adları ile manyetik tork üreteçleri, manyetik dipol momenti üreterek dünyanın manyetik alanıyla etkileşimli olarak yönelim sağlama amaçlı olarak kullanılmaktadırlar. Manyetik tork üreteçleri, yönelim ve açısal momentum kontrolü amacıyla manyetik dipol momenti üretmek için kullanılırlar. Ayrıca uyduya gelen çevresel bozuntuların sebep olduğu yönelimdeki sapmaları düzeltmek amacıyla da kullanılırlar. Manyetik tork üreteçleri; belli bir kapalı sarımdan geçen elektrik akımının, bu alana dik olarak bir manyetik moment oluşturma prensibine dayanırlar. Oluşan bu manyetik dipol momenti, dünyanın manyetik alanıyla etkileşerek uydunun istenilen noktaya yönlenmesini veya uydu üzerine gelen bozuntuların oluşturduğu torkların dengelenmesini sağlar.

Proje kapsamında üretilen manyetik tork üreteçlerinin uydu içerisinde 3 eksene yedekli olarak yerleştirilmesi planlanmakta, bu yolla üretilen tork miktarı artırıldığı gibi, hata/bozulma durumlarında yedekleriyle uçuşa devam edebilme mümkün olacaktır. Aşağıda üretilen manyetik tork üretici devresinin donanım ve özellikleri açıklanmaktadır.

3.3.1 Manyetik tork üretici özellikleri

Üretimi tamamlanan manyetik tork üreticinin kavramsal özellikleri Çizelge 3.4'te listelenmiştir:

Çizelge 3.4: Manyetik tork üretici özellikleri.

Manyetik Tork Üretici Özellikleri	
Etkili Alan	1.2 m ²
Direnç	~150 Ohm
Max Çalışma Akımı	0.2 A
Dipol momentumu (3.3V)	0.35 Am ² - 0.45 Am ²
Boyut	80mm x 80mm

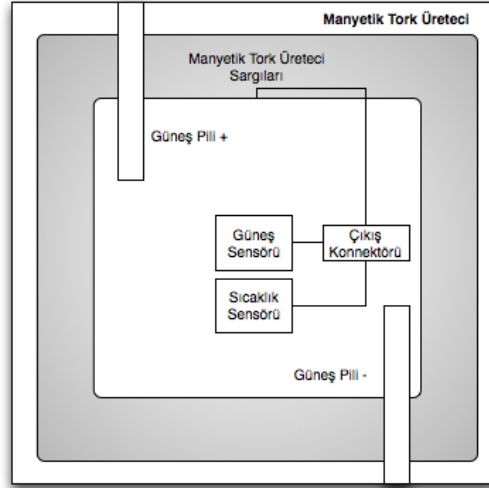
3.3.2 Manyetik tork üretici donanımı

Manyetik Tork Üretici, 80mm x 80 mm kart üzerinde 7 katlı baskı devre olarak üretilmiştir. En alt katman gerek temas edeceği donanımlara(güneş pilleri vb.) tutunması, gerek tutunma yüzeylerinde ısı dağılımını hızlıca gerçekleştirebilmesi amacıyla taramalı bakır bir yüzey olarak tasarlanmıştır. Ara katmanlarda manyetik torku üretmesi amacıyla bakır yüzeylerden oluşan sarımlar yer almaktadır ve bu katmanlardaki bakır sarımlar, katmanlar arasında aynı sarma yönünde bağlanmaktadır. 5 adet ara katman bulunmakta ve her bir katmanda 0.2mm kalınlığında 25 adet dolanım bulunmaktadır. Bu durumda $5 \times 25 = 125$ dolanıma sahip bir manyetik tork üretici elde edilmiştir. En üst katmanda ise, orta bölgede güneş panelleri üzerinde bulunan güneş sensörü girişlerini uydu Yönelim Belirleme ve Kontrol Bilgisayarına iletmek üzere çıkış konektörüne ileten yollar, yine güneş panelleri güç çıkışlarının temas edebileceği (güneş panelleri arkası montajında kullanılmak üzere opsiyonel) bakır yollar ve sıcaklık sensörü bulunmaktadır. Sıcaklık sensörü dış ortam sıcaklığını ölçme ve sıcaklık verisini yönelim belirleme ve kontrol bilgisayarına iletmek üzere kullanılmaktadır. Sıcaklık sensörü ile haberleşme protokolü olarak I2C kullanılmaktadır. Çizelge 3.5'te kullanılan LM75BD sıcaklık sensörünün temel özellikleri listelenmiştir:

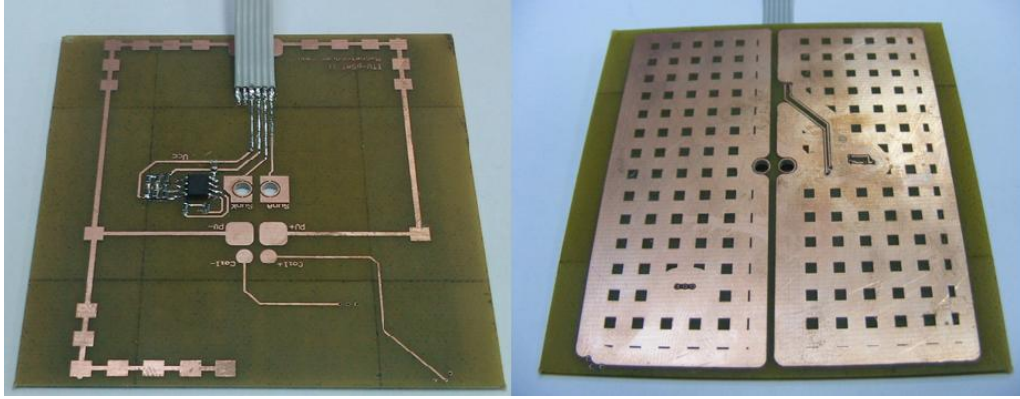
Çizelge 3.5: Sıcaklık algılayıcısı özellikleri.

NXP LM75BD Sıcaklık Sensörü	
Çıkış	I2C
Algılama çözünürlüğü	$\pm 3^{\circ}\text{C}$
Çalışma akımı	100 μA
Çalışma gerilimi aralığı	2.8V to 5.5V
Çözünürlük (Bit)	11bit
Pin sayısı	8

Manyetik Tork Üretici sisteminin yardımcı alt donanımları ile birlikte şematiği Şekil 3.13'te gösterilmiştir. Ayrıca üretilen kart prototipinin üst ve alt yüzeyleri Şekil 3.14'te görülmektedir.

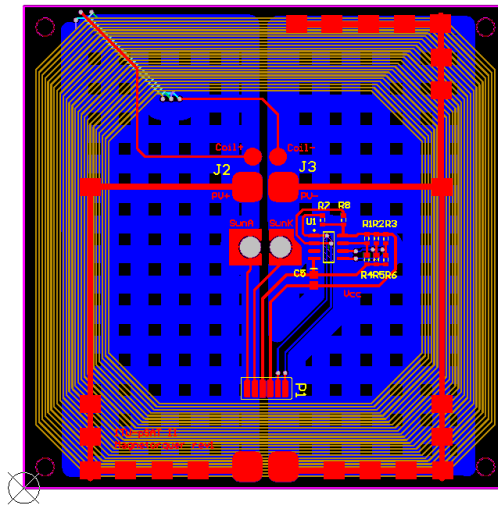


Şekil 3.13: Manyetik tork üretici donanım şematığı.



Şekil 3.14: Manyetik tork üretici kart prototipi.

Aynı şekilde üretimi yapılan Manyetik Tork Üretici basılı devre şeması Şekil 3.15'te verilmiştir.



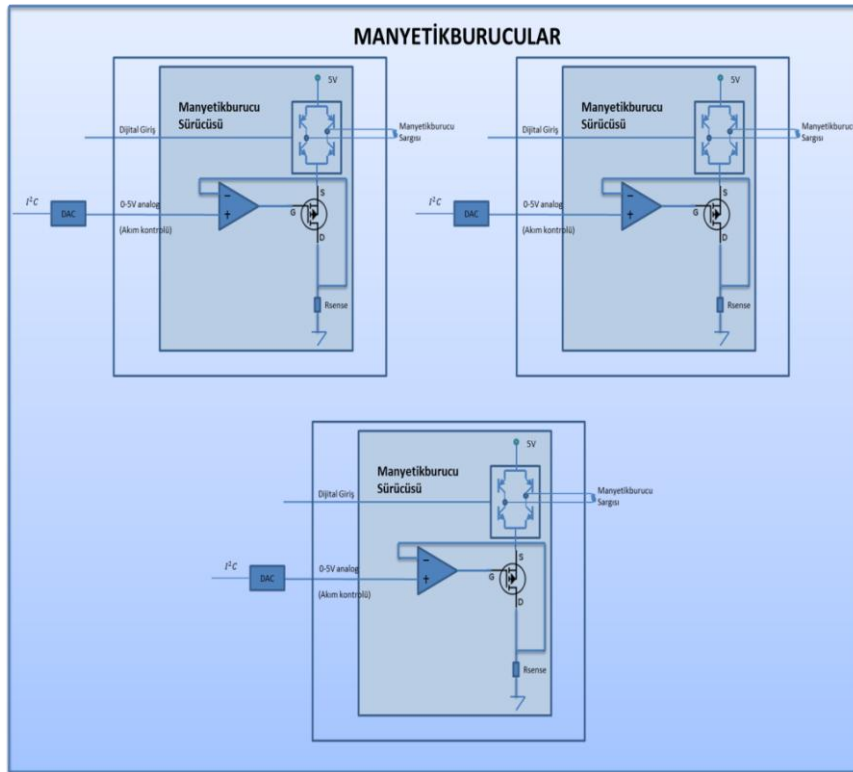
Şekil 3.15: Manyetik tork üretici devre şematığı.

3.3.3 Manyetik tork üretici sürücüsü

Manyetik tork sürücüleri 200mA analog sinyal ile çalışmaktadır. Mevcut tasarımlarda manyetik burucular PWM ile sürülmekte ancak sürücü devresinde yaptığımız geliştirme ile manyetik burucular analog sinyal ile çalıştırılarak elektromanyetik karışım engellenmektedir.

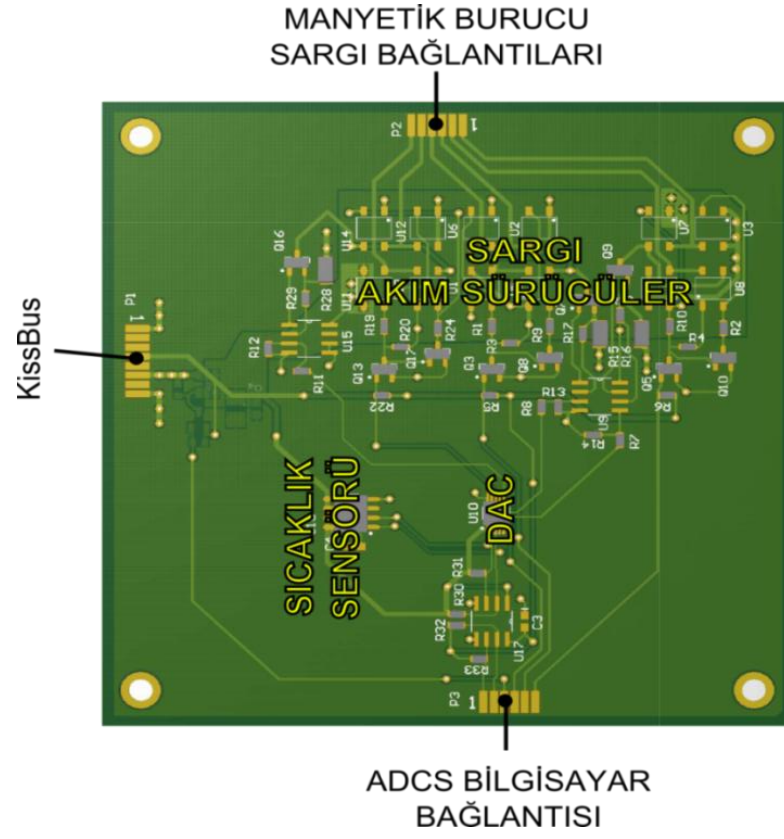
Sürücü üzerinde işlemsel kuvvetlendiricinin olduğu kısımda gerilim direnç üzerinden sağlandıktan sonra mofset ile akıma çevrilmektedir. 0-5V analog girişi akıma çevirerek manyetik buruculara bağlanabilmektedir ancak manyetik burucuların 2 yönlü çalışabilmesi için 2 yönde de akım gönderilebilmesi gerekmekte bu nedenle de “H” köprüsü diye adlandırılan eleman eklenmiştir. ”H” köprüsü step motor sürerken de kullanılmaktadır. “H” köprüsüne gönderilen dijital sinyal ile anahtarların kapanıp açılması sağlanarak 2 yönlü akım gönderilebilmektedir. Kontrol kodunun basit ve sade olabilmesi için 0-5V analog girişteki gerilimin Rsense direncine oranı manyetik buruculara gönderilecek akımı belirtmektedir.

Manyetik burucular 3 eksende çalışacaktır. Her burucu için ayrı sürücü kartı bulunmaktadır. Şekil 3.16’da manyetik tork üretici kartının şematik resmi bulunmaktadır.

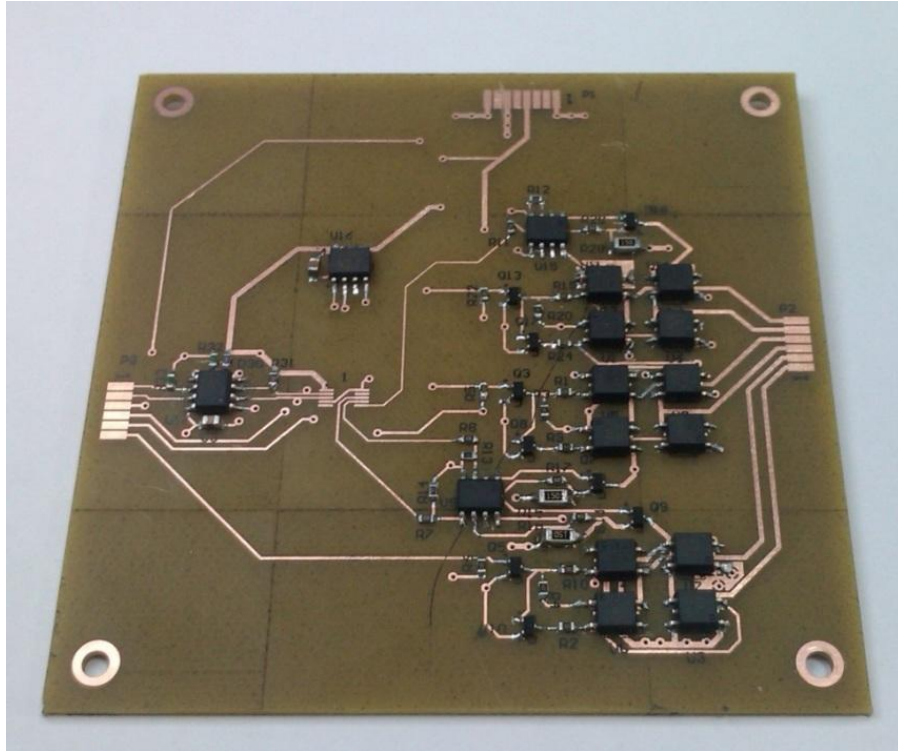


Şekil 3.16: Manyetik tork üretici kartının şematik resmi.

Şekil 3.17’de ve Şekil 3.18’de ise manyetik tork üreteç kartının tasarımı ve arayüzleri ile üretilen sürücü kartı görülmektedir.



Şekil 3.17: Manyetik tork üreteci sürücü kartı dizimi ve elektronik arayüzleri.



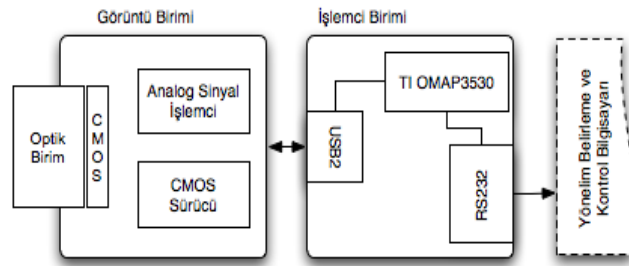
Şekil 3.18: Üretilen manyetik tork üreteci sürücü kartı.

4. YILDIZ İZLEYİCİ

Yıldız izleyiciler ile yıldız koordinatları ölçerek, bu verileri belleklerinde barındırdıkları, bilinen yıldız kataloglarındaki koordinat verileriyle yada/ve biz çalışma adımı önceki ölçümleriyle karşılaştırır. Bu karşılaştırma sonucu yıldız izleyicinin, dolayısıyla uydunun yönelim bilgisi elde edilir. Diğer yönelim sensörlerinin aksine dünya, güneş, manyetik alan ya da diğer uyduların konumlarıyla ilişkili olmak yerine daha sabit konum verilerine bağlı algılayıcılar olduklarından oldukça doğru veriler elde etme potansiyeline sahiptirler. Sonuç olarak, yıldız izleyicilerden en mutlak algılayıcılar olarak bir kaç yay/saniye kesinlikte veri elde edilebilmektedir.

Nano uydularda kullanılmak üzere düşük maliyetli bir yıldız izleyici için ön hazırlığın yapılması ulusal ve uluslararası alanda bu ölçekte bulunmayan yüksek performanslı bir yönelme kontrol bilgisayarı ve belirleme algılayıcısı geliştirmek üzere atılması gereken bir adımdır [4].

Bu öngörü altında tasarlanan yıldız izleyici görüntü sensörü birimi, elektronik işlemci birimi ve optik sistem birimi olmak üzere üç ana birimden oluşmaktadır (Şekil 4.1).

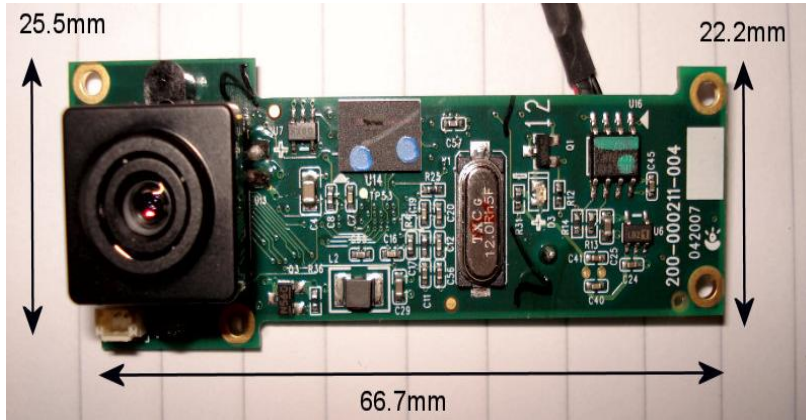


Şekil 4.1: Yıldız izleyici mimarisi.

Alt bölümlerde tasarlanan yıldız izleyicinin görüntü sensörü birimi, elektronik işlemci birimi ve optik sistem birimi detaylandırılmaktadır. Ayrıca yıldız izleme için geliştirilen algoritma ve yazılım detaylandırılmaktadır.

4.1 Görüntü Sensörü

Yıldız İzleyici Sistemi görüntü sensörü olarak; kompakt bir kamera sistemi olan Logitech firmasının Pro9000 modeli seçilmiştir. Bu seçimde; seçilen işlemci birimi ile uyumlu yazılım sürücülerinin kolaylıkla ulaşılabilir olması, benzer yüksek çözünürlüklü görüntü işleme test düzeneklerinde kullanılmış olması yanı sıra, kameranın düşük ışık ortamlarında ve astronomi fotoğrafçılığında tercih edilmesi gibi temel nedenler rol almıştır. Seçilen kameranın resimleri ve temel özellikleri Şekil 4.2’de ve Çizelge 4.1’de verilmiştir.



Şekil 4.2: Logitech pro9000

Çizelge 4.1: Görüntü sistemi ve özellikleri.

LOGITECH Pro 9000 HD Kamera
Otomatik odaklamalı Carl Zeiss® lens optik birim
Yerleşik 2MP HD sensör
8 megapiksele kadar fotoğraf (yerleşik 2MP sensör üzerinden yazılım iyileştirmeli)
Saniyede 30 kare fotoğraf
USB 2.0 arayüzü

Yukarıda ürün fotoğrafı verilen kameranın, görüntü sensörü ve optik birimi kutulama için demonte edilmiş, işlemci birimi ile kompakt bir birim haline getirilmiştir.

4.2 İşlemci Birimi

Gömülü işlemci yüksek performansta görüntü işleme algoritmaları yanı sıra; yıldız tanıma ve yönelim belirleme (attitude estimator) algoritmalarını koşturabilecek yetenekte olmalıdır. Görüntü verisini yüksek hızda sensör üzerinden alabilecek ve

işleyebilecek, güç tüketimi düşük bir mimari içermelidir. Bu temel özellikleri içeren işlemci modülü olarak Beagleboard seçilmiştir.

Beagleboard, açık kaynak kodlu olarak özellikle akademik kullanımlar için, OMAP3530DCBB72 720MHZ işlemcisini kullanan düşük güç tüketimi olan, düşük maliyetli tek-kartlı-bilgisayar olarak üretilmiştir. Çizelge 4.2’de Beagleboard rev. C4 tek-kart-bilgisayarının ürün fonksiyonel temel özellikleri verilmiştir. Prototiplenip entegre edilen sistem ise Şekil 4.3’te resmedilmiştir.

Çizelge 4.2: Bilgisayar sistemi beagleboard rev c4 ve özellikleri.

BeagleBoard rev. C4
TI OMAP3530 İşlemci - 720 MHz ARM Cortex-A8 core
Imagination Technologies PowerVR SGX 2D/3D grafik işlemci destekli
256 MB LPDDR RAM bellek
256 MB NAND Flash bellek
DVI-D, S-Video, USB OTG (mini AB), 1 USB port, Stereo ses giriş/çıkış, RS-232 port arayüzleri
SD/MMC kart girişi
JTAG connector
5V Çalışma gerilimi, max 2W güç tüketimi
Kart boyutları 77 x 79 mm

Beagleboard’un yıldız izleyici bilgisayarı olarak seçilmesinde en büyük kriterlerden biri hızlı algoritma prototiplendirebilme yeteneğidir.



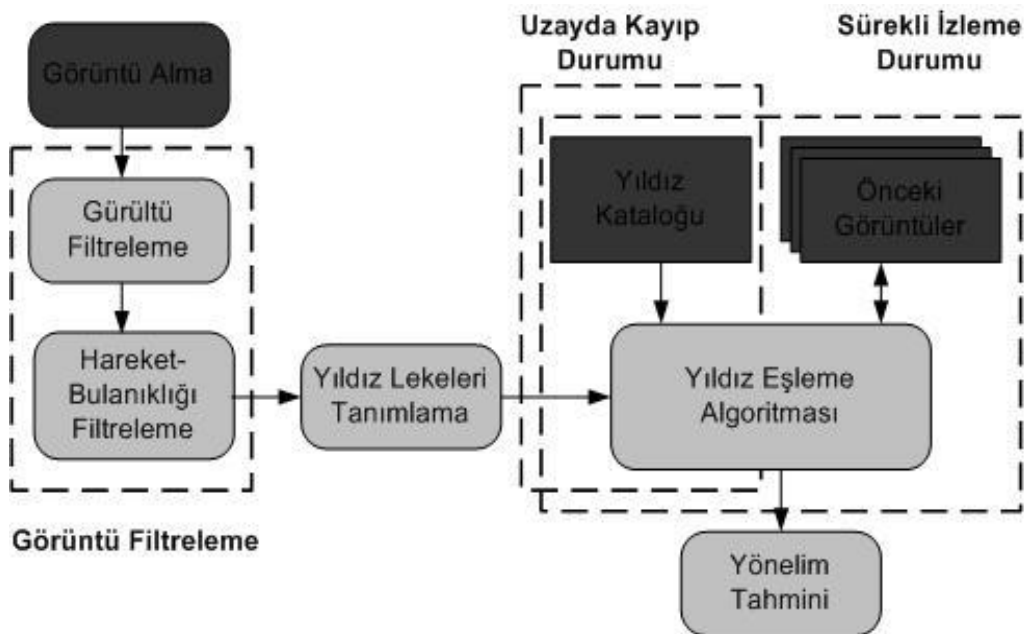
Şekil 4.3: Beagle board (solda)ve yıldız izleyic(sağda).

4.3 Yıldız İzleyici Yazılım Tasarımı

Proje için tasarlanan yıldız izleyici sisteminin algoritmik altyapısı özgün ve milli olarak laboratuvarında hazırlanmıştır. Bu algoritmalar MATLAB ortamında yazılmış olup, Embedded Toolbox ile C koduna dönüştürülmüştür.

Yıldız izleyici algoritmaları iki ana kipte çalışmaktadır. Bunlardan ilki; uzay ortamında daha önceki yönelim bilgilerine sahip olunmadan yıldız kataloğunun tamamı içinde arama yaparak yıldız tanımlama yapılmaktadır. Bu durum uydunun yörüngeye oturduğu ilk anda yörüngesini belirlemesi ya da izleme(tracking) kipini kaybetmesi ile oluşur ve uzayda kayıp(Lost-in-space) durumu olarak adlandırılır. Diğer kipte yıldız izleyici sürekli olarak takip(tracking) durumudur ve bir önceki örnekleme zamanlarındaki yönelim bilgisine sahiptir. Bu durumda yıldız kataloğunun tamamı üzerinde arama yapmak yerine belirli bir yerek ilgi alanı üzerinde arama yapacağından daha hızlı cevap verme potansiyeline sahiptir. Bu durum sürekli izleme (star-tracking) kipi olarak adlandırılır. Yıldız izleyici algoritmasının genel işleyişi Şekil 4.4'te gösterilmiştir.

Görüntü alma işlemi tamamlandıktan sonra işlemci üzerine alınan görüntüde ilk önce bir takım ön işlemler yapılmaktadır. Hareketli bir uydudan alınan bir görüntüde; radyasyon etkileri gibi temel elektronik nedenlerden dolayı gaussian gürültülerin yanı sıra, hareketli görüntü alımı nedeniyle hareket-bulanıklığı (motion blurring) oluşacaktır.



Şekil 4.4: Yıldız izleme yazılım ve algoritma mimarisi.

Görüntü alma işlemi tamamlandıktan sonra işlemci üzerine alınan görüntüde ilk önce bir takım ön işlemler yapılmaktadır. Hareketli bir uydudan alınan bir görüntüde; radyasyon etkileri gibi temel elektronik nedenlerden dolayı gaussian gürültülerin yanı sıra, hareketli görüntü alımı nedeniyle hareket-bulanıklığı(motion blurring) oluşacaktır.

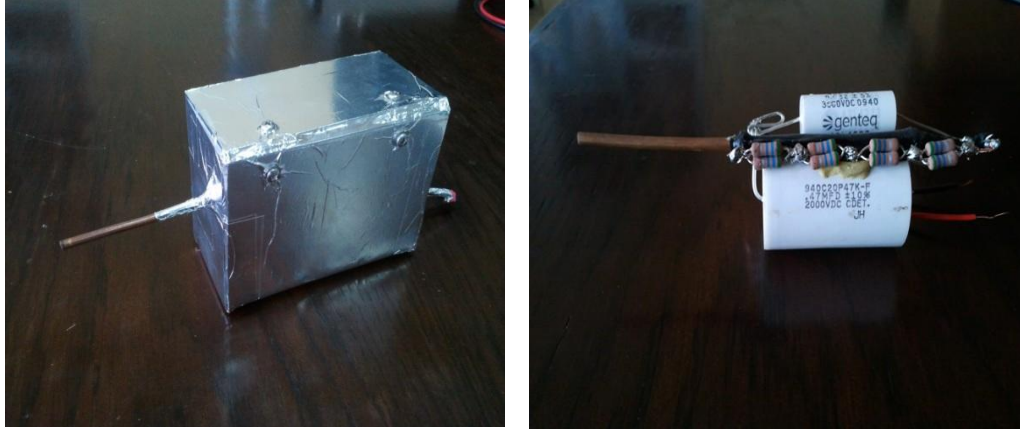
Bunun dışında en büyük temel sorunlardan bir başkası, alınan görüntülerde dünyanın bir kısmının, ayın yada güneşin görüntüler içinde olmasıdır. Bu durumda belirli alanlardan büyük cisimler görüntüden silinse de ışıksal farklardan dolayı görüntü üzerinde kayıplara neden olacaktır. Bulunanla beraber geliştirilen algoritmik sistemde alınan görüntü üzerinde silinen yıldızlara rağmen başarısının yüksek olduğu görülmüştür. Üç adet doğru eşleşme yapılan yıldız ile yıldız izleyicinin referans katalog üzerindeki yöneliminin ne olduğu, dolayısıyla uydu yönelimi, hesaplanarak uydu ana bilgisayarına seri hat üzerinden gönderilmektedir.

5. MİKRO PALS PLAZMA İTKİ CİHAZI

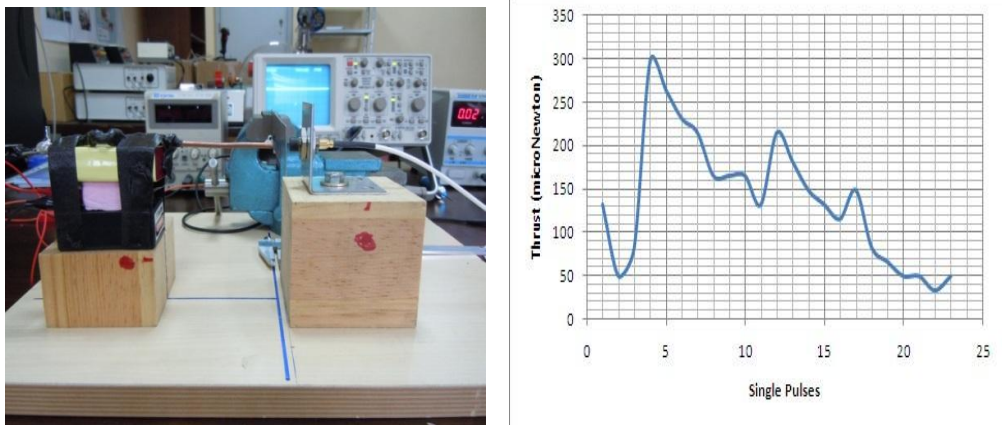
Proje kapsamında faydalı yük olarak

- uPPT sisteminin mühendislik modeli geliştirilmiş,
- itki seviyelerini ölçmek için eddy-current ölçüm sistemi kurulmuş ve
- sistemin performansı test edilmiştir.

Geliştirilen sistem özellikle nano ve piko uydular için yönelim kontrolü ve küçük yörüngesel değişimleri sağlamak amacı ile [5]. Geliştirilen uPPT sistemi (mini ve micro versiyonları) Şekil 5.1’de, itki test düzeneği ve ölçüm performansı Şekil 5.2’de gösterilmiştir. Şekilde görüldüğü gibi mikro itki düzeneği için 50 uNewton kontrol hassasiyetinde 0-300uNewton seviyesinde kontrollü itki başarılmıştır.



Şekil 5.1: uPPT sistemi mini ve mikro versiyonları.

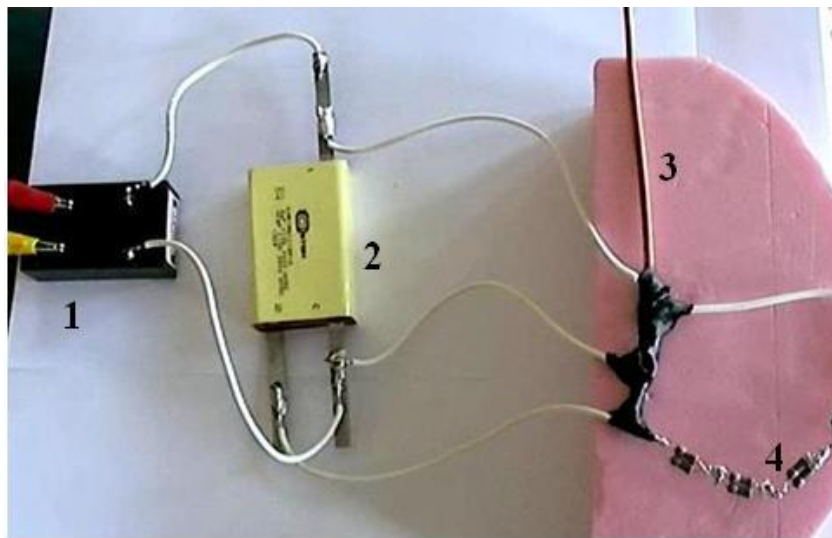


Şekil 5.2: uPPT test düzeneği ve itki ölçüm değerleri.

Şekil 5.3 'te de görülen ve laboratuvar içi geliştirilen üç iletkenli(elektrotlu) eş aksenal uppt aşağıdaki dört ana komponentten oluşmaktadır:

- DC-DC yüksek voltaj çevirici (1 no'lu parça)
- Yüksek voltaj kondansatör (2 no'lu parça)
- Yarı-sert eş eksenel (koaksiyel) kablo (3 no'lu parça)
- Direnç (4 no'lu parça)

Özgün olarak bulunan üç no'lu parça komponent ticari olarak piyasada satışı yapılan yarı-sert eş aksenal (koaksiyel) kablodur. Bizim çalışmamızda özel olarak üretimi yaptırılmıştır. Bu kablo iç içe geçmiş elektrot vazifesi gören üç iletken metalden ve bu metallerin arasında dolgu malzemesi olarak bulunan politetrafloroetilen (PTFE) oluşmaktadır.



Şekil 5.3: Temel uPPT düzeneği.

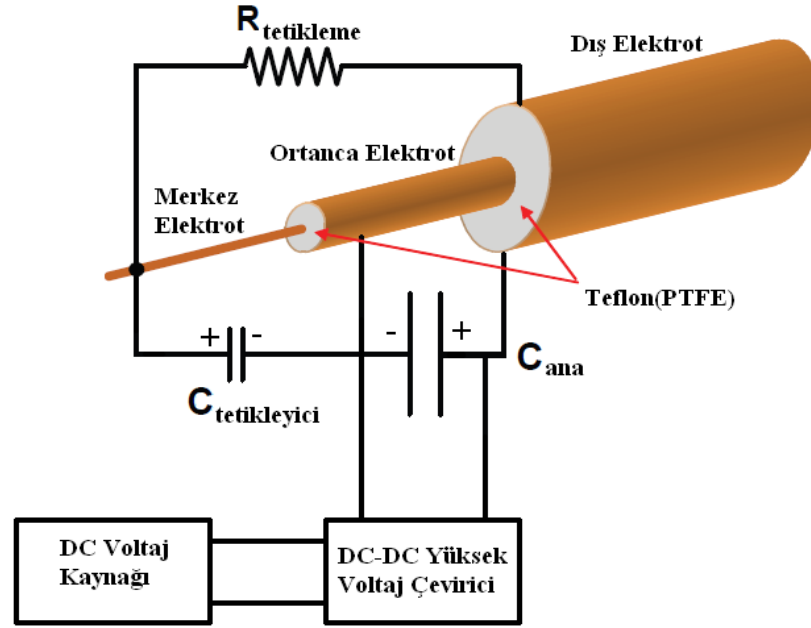
Sistem temel olarak plazma üzerinde oluşan Lorentz kuvveti,

$$F = q(E + \mathbf{v} \times \mathbf{B}) \quad (5.1)$$

ile itki üretmektedir. Verilen 0-15 V potansiyel farkı 0-4 kV'ye çevrilir. 0-4 kV ana ve tetikleyici kapasitörü deşarj etmek için kullanılır. uPPT önce ortanca ve merkez elektrot arasında düşük enerji kırılmasıyla ateşlenir. Merkez elektrot ile ortanca elektrot arasındaki deşarj tetikleyici deşarj olarak, ortanca elektrot ile dış elektrot arasındaki deşarj ise ana deşarj olarak adlandırılır.

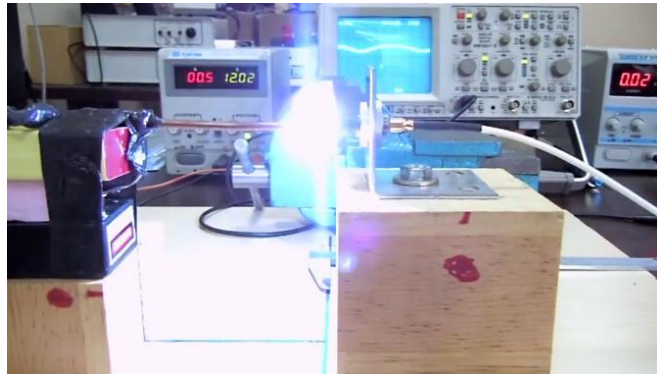
Kapasitörde depolanan enerji belli bir frekansta (bizim çalışmamızda 1 Hz) ile deşarj edilir. Tetikleme direncinin değıştirilmesi ile bu frekans değıştirilebilir. Birbirine paralel konumda bulunan katot(ortanca elektrot) ve anot(merkez elektrot) arasında

tetikleyici kapasitörün deşarjı sayesinde oluşan potansiyel fark, ortanca ve dış elektrot arasında daha yüksek enerjili iletim kırılmasını mümkün kılmak için gerekli olan çekirdek iyonlaşmayı sağlar. Teflon çubuk yüzeyi boyunca yay-deşarjı oluşturur ve bir miktar katı Teflon parçacığını çubuk yüzeyinden koparır. Elektrik şeması Şekil 5.4’te görülmektedir.



Şekil 5.4: Üç iletkenli eş eksenel uPPT şeması.

Çubuk yüzeyinden elektrotlar arasındaki büyük voltaj farkından dolayı koparılan Teflon parçacıkları elektrik-yayının içine girer ve burada plazma formuna iyonlaşır. Elektrik yayının içindeki yüksek akım, B manyetik alanını oluşturur. Elektrik yayı içindeki akımla manyetik alan $J \times B$ Lorentz kuvvetini oluşturmak üzere etkileşime girer. Bu kuvvet çubuk yüzeyinden koparılan ve iyonlaştırılan Teflon parçacıklarını itici çıkışı boyunca ivmelendirir. Şekil 5.5’te prototipin çalışması fotoğraflanmıştır.



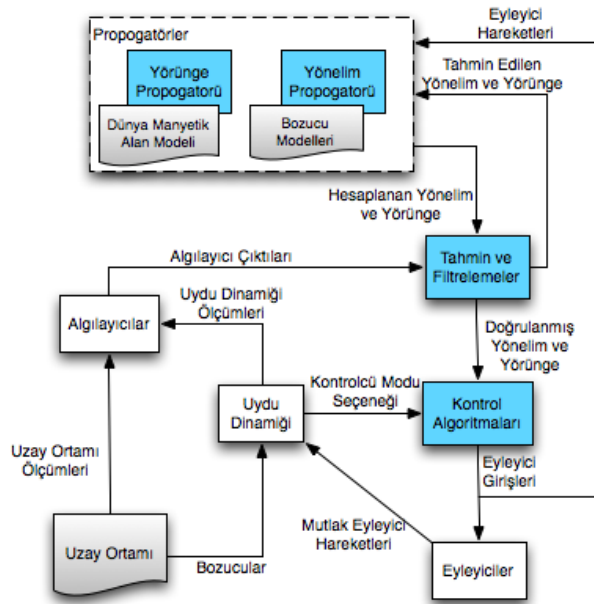
Şekil 5.5: uPPT test sistemi içinde ateşleme sırasında.

6. YÖNELİM BELİRLEME VE KONTROL YAZILIM TASARIMI

İstenilen aktif yönelim kontrolüne sahip uydu platformu için Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi yazılımları geliştirme çalışmaları bu bölümde özetlenmiştir. Yönelim belirleme ve kontrol sisteminin temel tasarımı Şekil 6.1’de resmedilmiştir. Sistem ADCS bilgisayarı üzerinde koşacak olan

- temel yörünge ve yönelim ilerleticilerine ve bununla beraber hareket eden manyetik alan ve bozucu modellerine,
- modellerden alınan veriler ile algılayıcılardan gelen verileri birleştiren tahmin ve filtreleme modülüne ve
- uydunun çalışma modları için tasarlanmış kontrol algoritmalarına

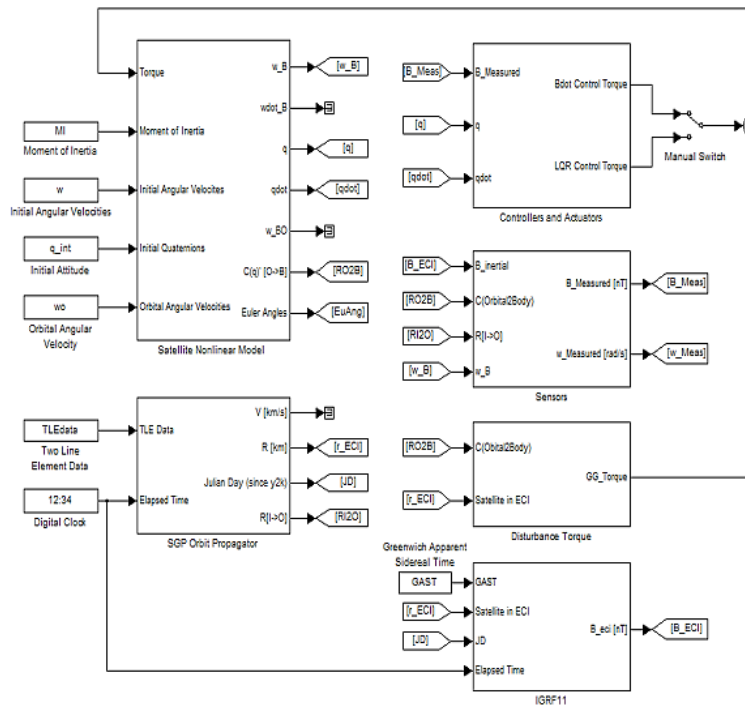
sahiptir. Bu kapsamda kontrol sistem mimarisi geliştirilen prototip ve uçuş modüllerinde kullanılan ucuz ve radyasyon korumasız parçaların bozulma riskini de göz önünde bulunduran, yedekli bir algılayıcı seti (2 adet bağımsız manyetik alan ölçer, güneş panellerine entegre 6 adet ışık ölçer, 1 GPS alıcısı, 3 eksen ivme, 3 eksen açısal hız ölçer) ve yedekli bir yönelim kontrol cihaz seti (3 eksen manyetik tork üretici, 4 eşkenar üçgen prizma asal eksen tepki tekeri) bulunmaktadır.



Şekil 6.1: Yönelim belirleme ve kontrol sistemi.[6]

Yazılım ve donanım testleri içinde kullanılmak üzere laboratuvar içinde kapsamlı (ve 1-1 donanım uyumlu) uydu yönelim modeli, manyetik alan modeli, eyleci ve algılayıcı sistem modeli ve temel bir yörünge ilerletici geliştirilmiştir. Geliştirilen modelin Simulink blokları Şekil 6.2’de görülmektedir.

Kontrol sistem mimarisi içinde 2 temel kontrol modu bulunmaktadır. Birincil mod, kontrol eyleycileri olarak sadece manyetik tork üreteçlerinin kullanıldığı “detumbling” (yuvarlanma-düzeltilme) modudur. Bu mod uydunun roket üzerinden herhangi bir açısal hızla ve dönerek ayrılmasını takiben hemen devreye girmektedir. Bu modda manyetik tork üreteçlerine, manyetik alan verisinin değişim hızına ters bir oranda, tork üretim komutları verilmekte ve böylece manyetik alan değişim hızı (ve dolayısı ile açısal hız) sönümlenmektedir. Bu kapsamda geliştirilen lineer olmayan kontrol algoritması klasik bir “Bdot” uygulamasıdır. Ek olarak uydunun açısal hız ve manyetik alan değişim hızı verilerine bir durum filtresi uygulanmaktadır. Filtre kesme frekansı performansı arttırmak için adaptif olarak değişmektedir. Yapılan simülasyonlar sonucu yüksek hızlarda yüksek filtre kesme frekanslarının, açısal hızlar yavaşladıkça daha düşük filtre kesme frekanslarının daha iyi sonuç verdiği görülmüştür. Aşağıdaki bölümlerde sırasıyla kontrol ve tabii ki de kontrol de kullanılan filtrelenmiş veri ve filtre yapısının teknik detayları ve yazılım içinde simülasyon test sonuçları verilmiştir.



Şekil 6.2: Yazılım ve donanım testleri için geliştirilen uydu modeli.

6.1 Yönelim Kontrol Algoritmaları

Uydunun yönelim belirleme ve kontrol bilgisayarı üzerinde koşacak olan kontrol algoritmaları temel yazılım üzerine bir blok halinde eklenmiş ve gerekli giriş değerleri diğer alt bloklar ile uyumlu olacak şekilde düzenlenmiştir. Uydu yönelim kontrol sistemi iki farklı kontrolörden meydana gelmektedir[7-8].

1. Rotasyonel Kinetik Enerji Sönümleyici (Detumbling Control Mode)
2. Hassas Yönelim Kontrol Modu (Precision Attitude Control Mode)

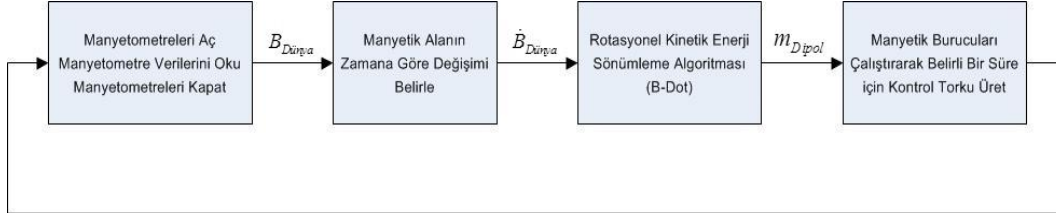
6.1.1 Rotasyonel kinetik enerji sönümleyici

Uydunun görev yörüngesine bırakılması esnasında küçük boyutlu uydular için meydana gelebilecek görece yüksek hızlı açısız hızlar uydunun görevi için belirlenen işlevleri yerine getirebilmesini zorlaştırmaktadır. Bu amaçla uydunun kendi etrafındaki açısız hızlarının sönümlemesini sağlamak için ilk olarak rotasyonel kinetik enerji sönümleyici algoritma koşturularak uydu sükûnet durumuna getirilmektedir. Uydunun fırlatma sisteminden ayrılmasını takiben devreye giren bu süreç için, bu uygulamalarda sıkça kullanılan “B-Dot” kontrol algoritması gerçekleştirilmiştir.

“B-Dot” kontrol algoritması manyetik alan ölçümleri ve manyetik burucuları (magnetorquer) temel alarak uydunun kendi etrafındaki açısız hızlarını sıfıra çok yakın bir değere kadar sönümleyen ve lineer olmayan bir kontrol metodudur. Metodun temeli manyetometrelerden ölçümlenen çevresel manyetik alan vektörlerinin değişimini minimuma indirmektedir. Sistemdeki düşük genlikli gürültüler ihmal edildiğinde manyetometre ölçümlerindeki değişimlerin iki rotasyonel hareketten: uydu yörüngesindeki hareket ve uydunun kendi çevresindeki dönüşünden meydana geldiği kabul edilebilir. Kısa zaman aralıklarında yörüngesel değişimlerin çok küçük olduğu düşünüldüğünde manyetik alan değişimlerindeki baskın faktörün uydunun kendi açısız hızı olduğu sonucuna varılmaktadır. Böylece manyetometre ölçümlerindeki değişimlerin azaltılması ile uydunun kendi etrafındaki açısız hızları, uydunun yörüngesel açısız hızlarına yaklaştırılmakta ve uydunun esas görevleri için gerçekleştirilecek yönelim hareketlerini sağlayan kontrolörlerin performansı arttırılmaktadır.

“B-Dot” kontrolörü tamamen manyetik algılayıcı ve eyleyicilerden meydana gelen bir sistemdir ve tamamen manyetik bir sistem için dikkat edilmesi gereken en önemli

nokta algılayıcı ve eyleyicilerin birlikte çalıştırılmaması gerektiğidir. Eyleyicilerin meydana getirdiği manyetik alanın, algılayıcıların okuması gereken çevresel manyetik alanı bozmaması için bu iki işlemin bir görev döngüsü içerisinde farklı zamanlarda çalıştırılması gerekmektedir. Bu amaçla bu kontrolör için Şekil 6.3’ te gösterildiği gibi bir görev döngüsü belirlenmiştir.



Şekil 6.3: Rotasyonel kinetik enerji sönümleyici için görev döngüsü.

Görev döngü süresi bu kontrol modu için koşturulan benzetimler sonucunda 4 saniye olarak belirlenmiş olup bu 4 saniyelik periyodun 1 saniyelik kısmı manyetometrenin açılıp örneklemelerin alınıp tekrar kapatılması için geri kalan 3 saniye ise manyetik burucuların sürülmesi için ayrılmıştır. Manyetometrelerden açılıp manyetometre ölçümleri alındıktan sonra manyetometreler kapatılır ve ölçümlenen manyetik alan vektörünün bir önceki döngüde belirlenenler ile değişimi belirlenir. Elde edilen manyetik alan değişim vektörü kontrol algoritmasına gönderildikten sonra algoritma çıkışında “Manyetik Alan Çift Kutup Momenti” (Magnetic Field Dipole Moment) olarak tanımlanan ve manyetik burucuların üzerinden geçen akımla lineer ve doğru orantılı olarak değişen bir büyüklük elde edilir. Bu durumda manyetik burucular ile üretilen kontrol torkları aşağıda verilen denklem ile ifade edilir:

$$\vec{T}_{Kontrol} = \vec{m}_{Dipol} \times \vec{B}_{Dünya} \quad (6.1)$$

Üretilen tork manyetik burucuları süren akım tarafından oluşan Manyetik alan çift kutup momenti ile uydunun içerisinde bulunduğu çevresel manyetik alanın vektörel çarpımından meydana gelmektedir. Kontrolörün belirlediği çift kutup momenti “B-Dot” algoritması tarafından aşağıda verilen bağıntı ile ifade edilir:

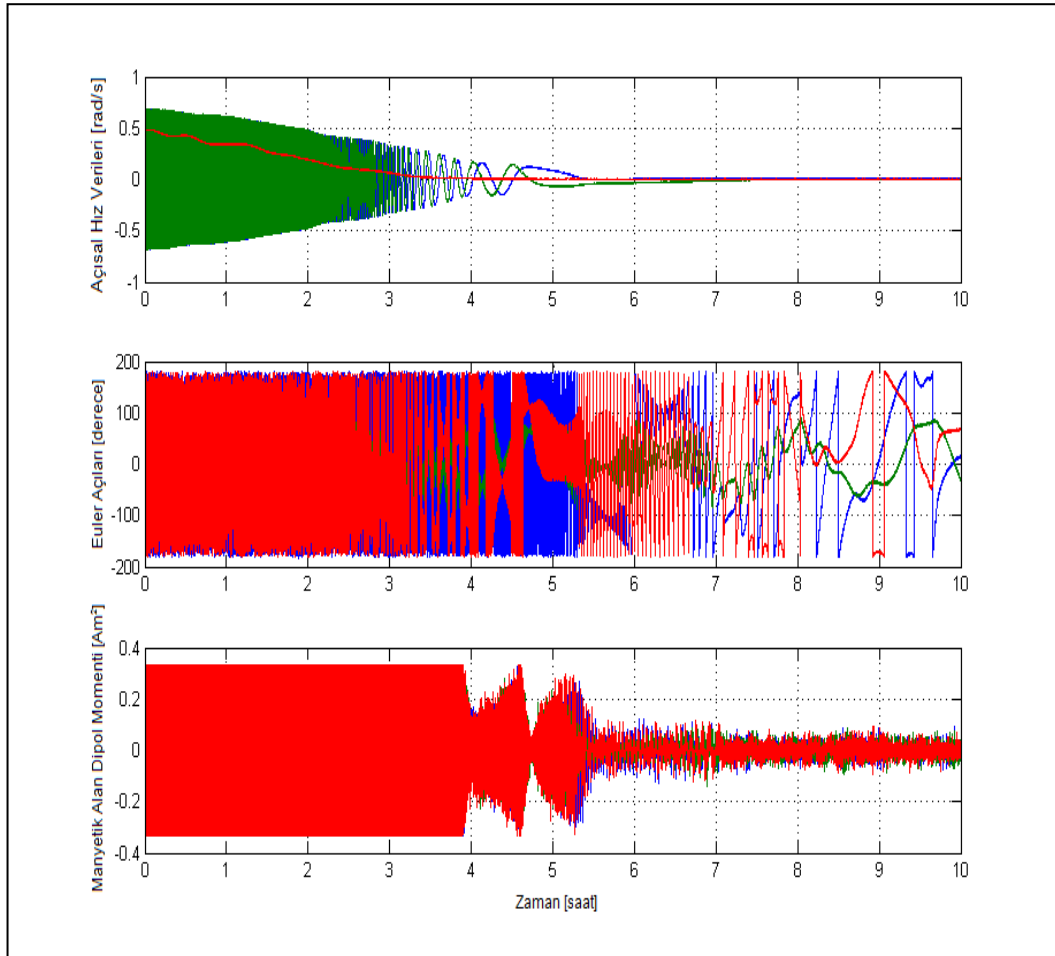
$$\vec{m}_{Dipol} = -C \frac{d\vec{B}}{dt} \quad (6.2)$$

Bağıntıdan da görüldüğü gibi kontrol algoritması manyetik alan çift kutup momenti için öz bir ifade vermekte ve yönelim belirlemesine ihtiyaç duymamaktadır. Burada C olarak ifade edilen katsayı kontrolör kazancıdır ve başına eksi işaretinin yerleştirilmesinin sebebi sistemdeki manyetik alan ölçümlerinin değişimine ters

yönde etki yaratılmasını sağlamaktır. Manyetik alan değişimlerinin uydunun kendi etrafındaki açısal hızlarından olduğu kabulü altında manyetik alan değişim vektörü ile manyetik alanın kendisinin vektörel çarpımı iki vektöre de dik yeni bir vektör meydana getirecek ve bu vektör cismin açısal hız vektörü ile küçük sapmalar dışında aynı doğrultuda bulunacaktır. “-” işaret ve C katsayıları ile bu doğrultuda oluşturulan vektörün yönü ve büyüklüğü belirlenmektedir. Ters yönde yaratılan tork ile sistemden manyetik alan değişimlerine göre rotasyonel kinetik enerji çekilmekte ve sistem sükûnet durumuna getirilmektedir.

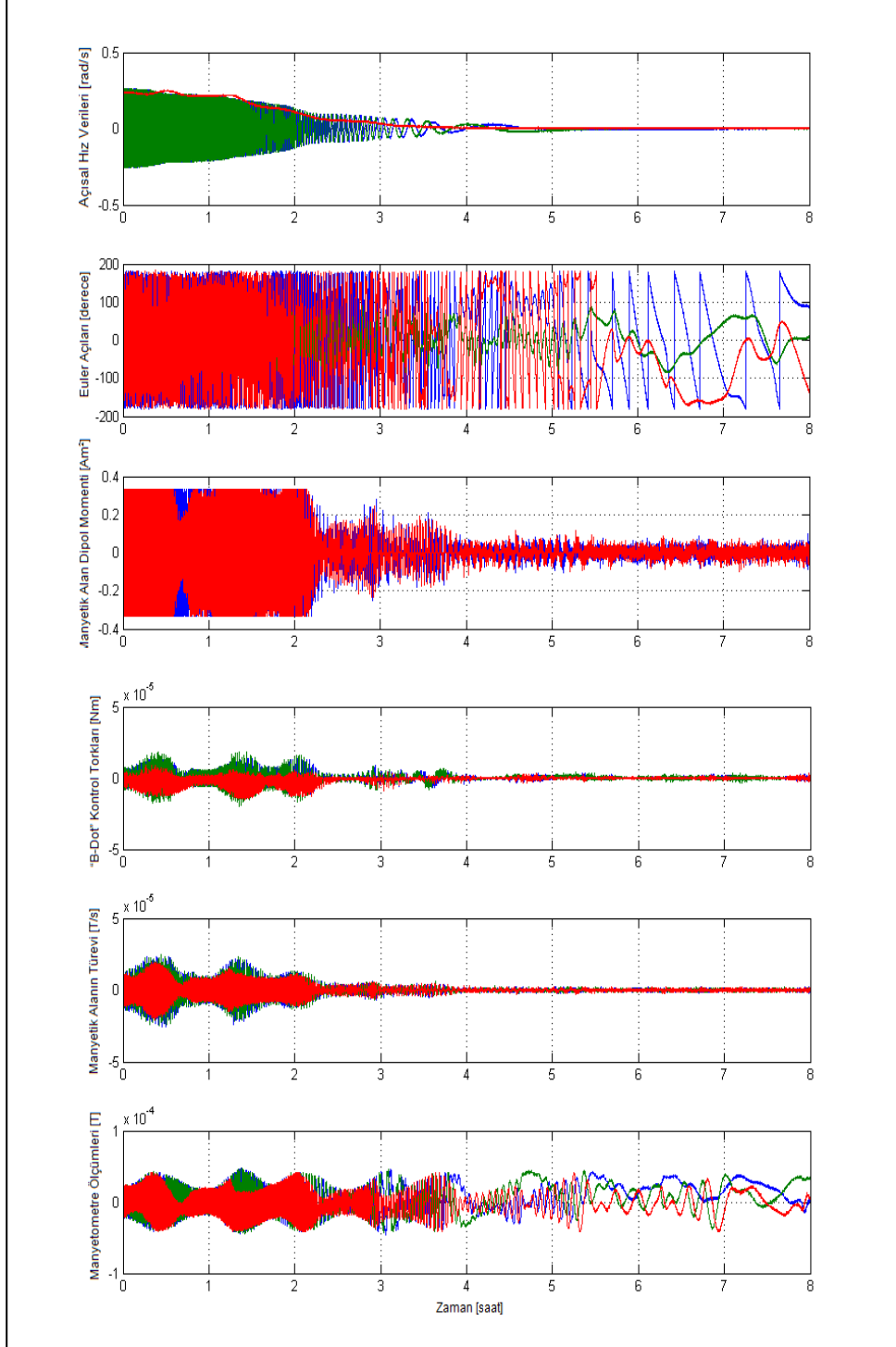
6.1.1.1 Rotasyonel kinetik enerji sönümleyici performansı

Açıklanan matematiksel modeller ve benzetimler sonucunda belirlenen parametrelere göre gerçekleştirilen kontrolör “En kötü durum senaryosu” olarak adlandırılan koşullar altında sınanmıştır. Şekil 6.4’te sonuçlarının verildiği benzetimde, uydu, yörüngesine oturduğu esnada temel eksenlerinde sırası ile 0.54, 0.42 ve 0.48 rad/s açısal hızlara sahiptir.



Şekil 6.4: Rotasyonel kinetik enerji sönümleme kontrolörü sonuçları.

Uydu görece oldukça yüksek açısal hızlara sahip olacak şekilde benzetim koşturulmuş ve algılayıcılardan alınan açısal hız verilerine ve yönelim parametreleri olan Euler açılarına göre yaklaşık 6 yörünge periyodunun ardından sistemin açısal hızları, sadece uydunun yörünge üzerindeki hareketlerinden meydana gelecek değişimlere indirgenmiştir (Şekil 6.5).



Şekil 6.5: Bir manyetik burucunun iptal olması durumunda rotasyonel kinetik enerji sönümlenme kontrolörü sonuçları.

Rotasyonel kinetik enerji sönümleyici algoritması, donanımda oluşabilecek sorunlara karşı göstereceği performansın sınanması için manyetik buruculardan birinin iptal olması durumunda koşturulmuştur. Bu durum için sistemin y ekseninde bulunan manyetik burucu iptal edilmiş ve tüm algoritmanın geri kalan iki manyetik burucu ile gösterdiği performans incelenmiştir. Bu durumda başlangıç için görece daha olası ve küçük olan 0.21 0.15 0.23 rad/s açısal hızları seçilmiştir. İki adet manyetik burucuya sahip sistemin yarattığı manyetik alan dipol momentleri incelendiğinde bir eksenindeki arıza kendini göstermektedir. Ancak bu durumda dahi uydunun açısal hızları Şekil 6.5'ten de görüldüğü gibi yaklaşık 6 saatlik bir süre zarfının sonunda yörünge hareketinden kaynaklanan açısal değişimlere indirgenmiştir.

6.1.2 Hassas yönelim kontrol modu

Uydunun rotasyonel kinetik enerjisi sönümlendirilip, uydu sükûnet durumuna getirildikten sonra kontrol sistem mimarisinin ikincil modu olarak “Hassas Kontrol” yönelim kontrol modu devreye sokulmaktadır. Bu modda temel eyleyiciler tepki tekerlekleri olup, uydunun görev gereği istenen bir noktaya minimum hata limitleri içerisinde yönlendirilmesi bu kontrolör tarafından gerçekleştirilmektedir. Yönelim kontrolü, temel alınan bakış açısı etrafında tasarlanan 2. dereceden lineer regülatördür (Linear Quadratic Regulator).

Eyleyici olarak tepki tekerleklerinin kullanılması eyleyiciler tarafından sağlanan kontrol torklarının sınırlanmasına neden olmaktadır. Tork kaynağı olarak, momentum kapasitesi ile sınırlanan tepki tekerleklerinin sürekli kullanımı sağlamak için manyetik burucular kullanılarak ayrıca bir momentum atma algoritması geliştirilmiştir. Darbe genişliği modülasyonunu barındıran ve lineer olmayan bir mantık üzerinden geliştirilen bu algoritmanın hassas yönelim kontrol modu ile bütünleştirilmesi sonucu hibrit bir yaklaşım elde edilmiştir. Bu hibrit yaklaşım uydunun hassas yönelim kontrolünü sağlarken tepki tekerleklerinin kritik doyma seviyelerine ulaşmadan zaman içinde ve o andaki yönelimine bağlı olarak momentum atmasını hedeflemektedir.

Manyetik burucularla üretilen tork tepki tekerleklerinin açısal momentum vektörü ile hemen hemen aynı doğrultuda olmalıdır. Bu algorithmada önemli olan manyetik burucuları sürececek akımların bir başka değişle manyetik çift kutup momentlerinin her eksen için belirlenmesidir. Manyetik çift kutup moment vektörü belirlenmeden önce

vektörün yönü belirlenecek daha sonra vektör yönünde verilebilecek maksimum çift kutup momentini yaratan akımlar manyetik burucuları belirli bir zaman aralığı için sürecektir.

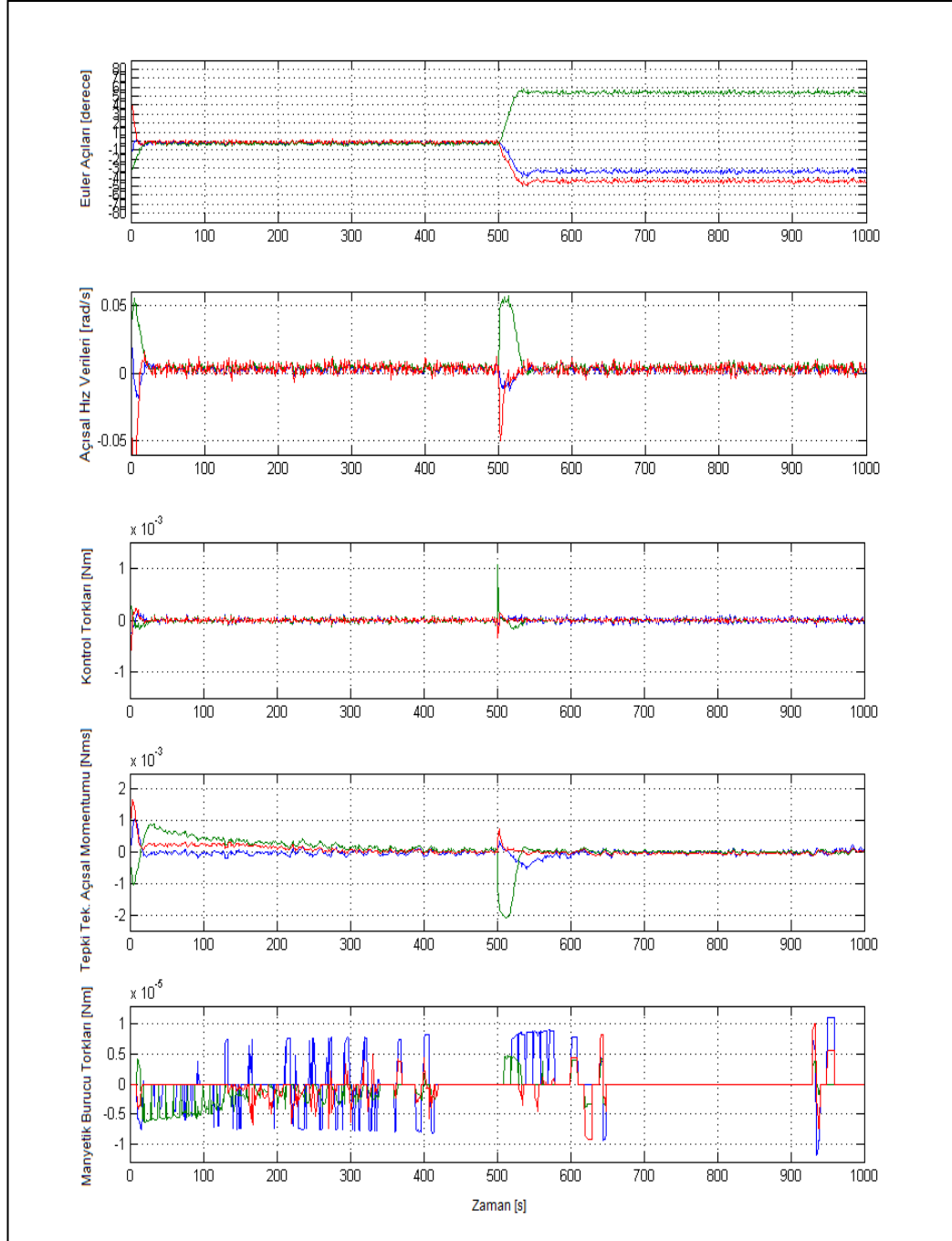
Manyetik çift kutup moment vektörü en büyük değerini aldığı için hesaplanması gereken tek parametre bu değerler ile manyetik burucuların ne kadar süre ile sürüleceğidir. Anlık açısal momentum vektörünün o anda sağlanabilecek maksimum manyetik burucu torkuna bölümü kontrol sinyalinin ne kadar süre ile uygulanması gerektiğini vermektedir. Ancak bu değer doğrudan algoritmaya beslenememektedir. Algılayıcılardan alınan anlık manyetik alan vektörünün yönündeki ani değişimler ve gecikmeler hesaplanan zaman süresinin negatif bir değer almasına sebebiyet verebilmektedir. Bu amaçla görev döngü süresinin ne kadarlık bir süresi için kontrol sinyalinin uygulanacağı algoritma tarafından darbe genişliği modülasyonu ile belirlenmektedir. Bu modülasyonun gerçekleştirilmesi için algoritma içerisinde testere diş osilatörü kullanılmıştır. Osilatörün genliği 1 birim olup 0.8 ve -0.2 değerleri arasında 10 saniyelik periyotlar ile salınım göstermektedir. Anlık açısal momentum vektörünün o anda sağlanabilecek maksimum manyetik burucu torkuna bölümünün bir basamak fonksiyonu ile çarpılıp anlık olarak osilatörden gelen sinyal ile kıyaslanması sonucu algoritmanın çıkışında görülecek olan sinyalin aktif olma süresini belirleyecek süre elde edilmiş olur. Burada osilatörden gönderilen sinyalin -0.2 ve 0.8 değerleri arasında salınmasının sebebi 10 saniyelik görev döngü süresi içerisinde algoritmanın maksimum 8 saniye boyunca manyetik burucuları süreceak akımı vermesini sağlamaktır. Geri kalan 2 saniye manyetometre ölçümleri için ayrılmıştır. Eşik referans değerinin değişmesi ile her görev döngü süresi için ayrı bir darbe bir başka değişle manyetik burucu sürme süresi belirlenecektir.

6.1.2.1 Hassas yönelim kontrolörü performansı

Gerçekleştirilen ilk benzetim koşumunda uydu ilk olarak ana eksenlerde sırasıyla -15 -34 ve 43 derece Euler açıları yönelimine ve 0.021, 0.024 ve 0.018 açısal hızlarına sahip iken algoritma çalıştırılmış ve önce Euler açıları sırasıyla 0, 0, 0 derece konumuna getirilmiştir.

Şekil 6.6'da da görüldüğü gibi uydu 0, 0, 0 Euler açılarına getirilir iken ana eksenlerdeki açısal hızları da sıfırlanmıştır. Uydu tamamen sükûnet durumuna getirildikten sonra 500. saniyede uyduya fotoğraf yakalayabilmesi amacı ile -33, 57

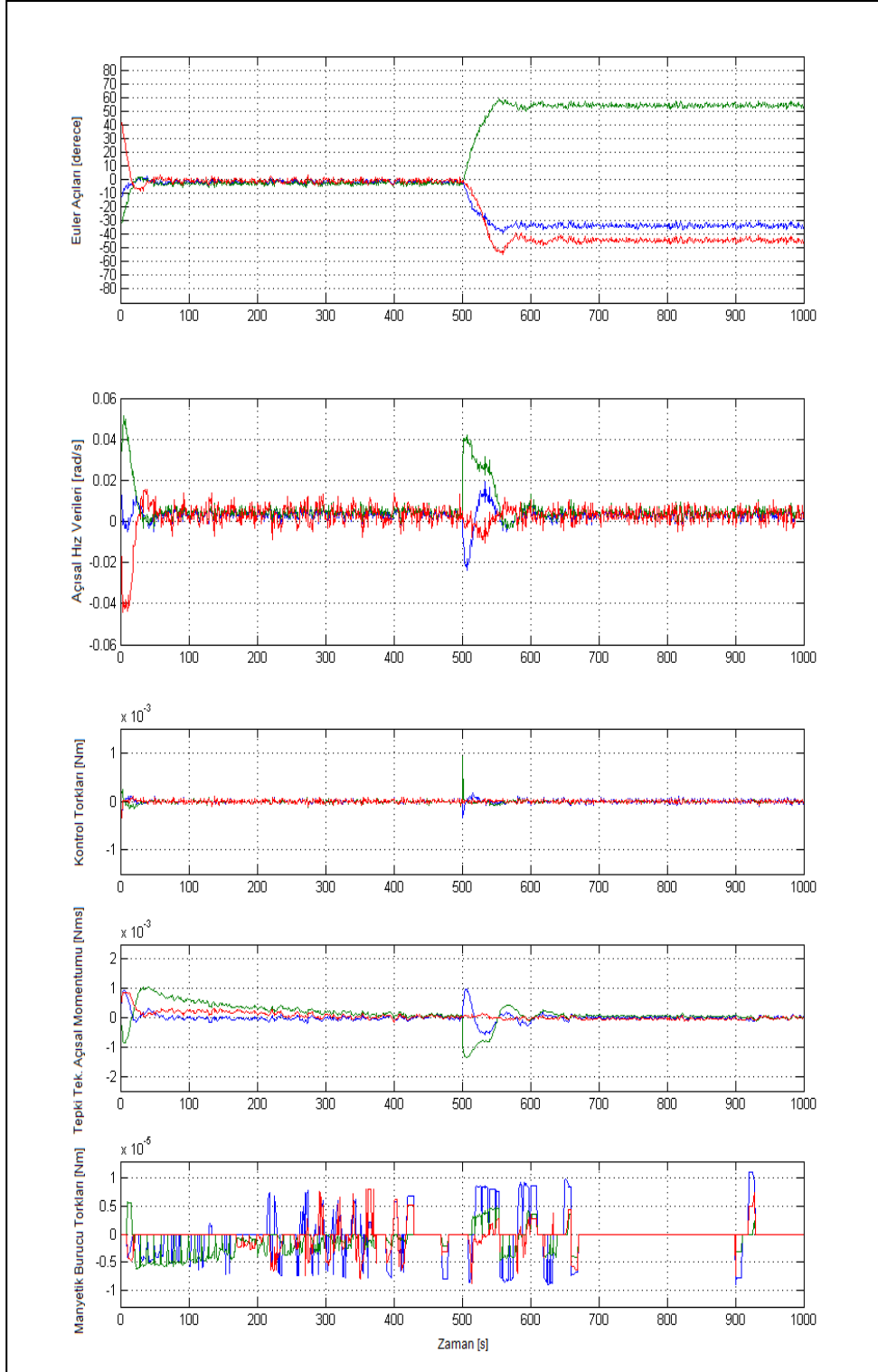
ve -45 Euler yönelim açılarına yönelmesi için komut gönderilmiş ve kontrol sistemi, uyduyu yaklaşık olarak 50 saniye içerisinde arzulanan yöneline oturtmuştur. Yapılan benzetim uygulamasında, mevcut eyleyici ve algılayıcı performansına bağlı olarak ± 1 derece (2 sigma) kontrol hassasiyeti gözlemlenmiştir.



Şekil 6.6: İlk benzetim uygulamasının sonuçları.

Kullanılan kontrolör lineer bir regülatör olması nedeniyle çalışabileceği aralık lineer bölge olarak adlandırılan bir bölge ile sınırlıdır. Bu bölgenin aşılması durumunda sistemde karasızlıklar başlamaktadır.

Kontrolör, tepki tekerleklerinden birinin arızalanması durumu için sınanmış ve sonuçları Şekil 6.7’de paylaşılmıştır. Uydu başlangıç durumunda sırasıyla -15, -34 ve 43 derece Euler açılarına sahip ve ana eksenlerde açısal hızları 0.021, 0.024 ve 0.018 rad/s dir.



Şekil 6.7: Tepki tekerleklerinden birinin arızalanma durumu için benzetim uygulamasının sonuçları

Görüldüğü gibi ilk benzetim uygulamasının sonuçları tepki tekerleklerinden birinin arızalanması durumunda tekrarlandığında kalıcı durum hatalarında bir değişiklik olmamakla birlikte oturma sürelerinde bir artış gözlenmektedir. Tepki tekerleklerinden birinin arızalanması durumunda bile üç eksen de sistemi kararlı kılacak kontrol sinyalleri üretilebilmektedir. Bunun sebebi tepki tekerleklerinin 4'lü olarak tetrahedral yapıda gerçekleşmelerinden kaynaklanmaktadır. Tetrahedral yapı yedek eyleyici imkânı sağlarken geometrik özellikleri sayesinde ana eksenlerden herhangi birindeki kontrol sinyali kapasitesini kartezyen dizilime oranla 2 katına kadar çıkarabilmektedir. Arızasız durumda açısal momentum kapasitesinin daha fazla olması, kısa zaman aralıklarında daha fazla kontrol torkunun uygulanabileceğini ve oturma sürecindeki etkilerin daha hızlı bastırılabilceğini göstermektedir.

6.2 Yönelim Belirleme Algoritmaları

Bu bölümde adım adım sensör yapıları, ölçüm tekniği ve hataları tanıtılarak, geliştirilen yönelim filtresi özetlenmiştir. Ayrıca filtrenin performansı ile ilgili yazılım içinde test sonuçların not edilmiştir.

6.2.1 Algılayıcılar

6.2.1.1 Güneş algılayıcısı

Güneş algılayıcısı uydudan güneşe olan doğrultuyu ölçen bir cihazdır. Güneş algılayıcıları, her birinde güneş hücrelerinden yararlanılmak üzere sayısal(dijital) güneş algılayıcıları ve analog güneş algılayıcıları olmak üzere iki farklı başlık altında gruplandırılabilirler. Dijital güneş algılayıcıları farklı güneş hücrelerinin Güneşe maruz kalma düzenini prensip olarak kullanırken, analog güneş algılayıcıları ise güneş ışınlarının yoğunluğunu ölçmektedir.

Güneş algılayıcıları hafif, küçük, az güç ihtiyacı olan algılayıcılardır. Hassasiyetleri 0.005 - 4 derece aralığında değişmektedir. Sıcaklığa bağlı olarak çözüm vermeleri sebebiyle kalibrasyonlarının yapılması önem taşır. Ayrıca sadece güneşten doğruca gelen ışınları değil, dünyadan yansıyan ışınları da ölçmeleri doğruluklarını azaltır. Albedo ismi verilen bu ışınların modellenmesi ile daha doğru çözümler elde edilebilmektedir. Güneş algılayıcıları yörüngede güneşin görülmediği zamanlarda

kullanılamamaktadır. Bu durumda yönelim çözümüne ulaşılırken diğer algılayıcılardan sağlanan veriler kullanılır.

Güneş algılayıcıları güneşe yönelim vektörü bilgisini uydu eksen takımında verirler. Bu bilgiden yönelim belirlemede faydalanabilmek için, güneşe yönelim vektörünün bir başka referans eksen takımında da bilinmesi gereklidir. Uydu eksen takımlarında alınmış güneşe yönelim ölçümleri ile referans eksen takımlarında tanımlı güneşe yönelme vektörü bilgisi bir süzgeç vasıtasıyla birleştirilir. Bu çalışmada Genişletilmiş Kalman Süzgeci işlemi sürecinde bu adımlar izlenilmektedir.

6.2.1.2 Manyetik ölçer

Manyetik ölçer içerisinde bulunduğu ortamın manyetik alan akı yoğunluğunu ölçer. Uyduya yerleştirilecek HMR 3300 modülü ile 3 eksenli manyetik ölçer, Dünya'nın manyetik alanı büyüklüğü ve doğrultusu bilgisini verir. Manyetik ölçerler çok hassas algılayıcılar olmamasına karşın (0.5 - 3 derece), ucuz, hafif ve güvenilir referans algılayıcılar olarak neredeyse her uzay görevinde kullanılırlar. NASA Goddard Spaceflight Center görevlerinde şimdiye kadar sadece bir manyetik ölçer arızası bildirilmiştir.

Manyetik ölçerlerin doğrulukları uydunun içerisindeki alt sistemlerdeki bir çok elektronik parçadan kaynaklanan elektromanyetik bozuntu etkilerinin azaltılması için yerde, ve ayrıca görev sırasında uzay ortamında kalibre edilmelerine bağlıdır. Dünya'nın manyetik alan modelinin tam doğru olmaması da Manyetik ölçerlerden elde edilen yönelim verisinin doğruluğunu azaltmaktadır.

Bu algılayıcılar yönelim belirleme için kullanılmalarının yanı sıra B-dot algoritması gibi bazı kontrol yöntemlerinde de manyetik buruculara gönderilecek kontrol sinyalinin hesaplanmasında kullanılırlar. Bu modda manyetik ölçerler ile ölçüm yapılırken manyetik burucular kapalı olmalıdır.

6.2.1.3 Jiroskop

Jiroskop yukarıda bahsedilen iki tip algılayıcıdan farklı olarak ataletsel veri ölçeridir. Jiroskoplar açısal hızı ölçerler, yönelim verisi için entegre edilmeleri gerekir. Bu sebeple hatalar zamana bağlı olarak artmaktadır ve kalibre edilmeleri gereklidir. Diğer algılayıcılarla birlikte kullanılmak için ve yönelimdeki hızlı değişimleri ölçmek için uygundur.

6.2.2 Genişletilmiş kalman süzgeci ile yönelimin kestirilmesi

Uydunun yönelimin kestirilmesi problemi literatürde genişçe yer bulan doğrusal olmayan optimal bir kestirim problemidir. Optimal doğrusal olmayan kestirim probleminin çözümü genellikle tam değildir. Bu durumda en doğru çözüm, problemin fiziğini göz önünde bulundurarak en uygun yaklaşımı yapmak ile mümkündür.

Kalman süzgeci, çeşitli kestirim problemleri için iyi sonuçlar veren standart bir araç haline gelmiştir. Süzgeç doğrusal problemleri için en iyi (optimal) çözümler verirken, doğrusal olmayan problemler için de bir takım uyarlamalarla en iyiye yakın (suboptimal) çözümler verir.[9-12]

Yönelimin tasvirinde, fazladan bir parametre problemi ya da tekillik problemi arasında tercih yapılmalıdır. Dinamik sistemin denklemleri durum uzay kavramı ile yazılmak istenirse, durum vektörü aşağıdaki gibi yazılır:

$$\mathbf{x} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4 \quad \omega_{IB1}^B \quad \omega_{IB2}^B \quad \omega_{IB3}^B]^T \quad (6.3)$$

Burada q_i $i = 1,2,3,4$ Euler parametreleri, ω_{IBi}^B $i = 1,2,3$ ise açısal hız vektörünün ataletsel eksen takımlarındaki değerinin uydu eksen takımındaki ifadesidir. Durum vektörünün elemanları, farklı görev fazlarında değişebilir. Örneğin süzgeç ile manyetometre kaymalarının kestirilmesi problemine literatürde sıkça rastlanır. Bunun için, durum vektörü elemanlarına manyetometre kaymaları da katılarak durum vektörü tekrar düzenlenebilir (Şekil 6.8).

Doğrusal olmayan uydu dinamik ve kinematik denklemleri yazılarak durum uzay gösteriminde aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{w} \quad (6.4)$$

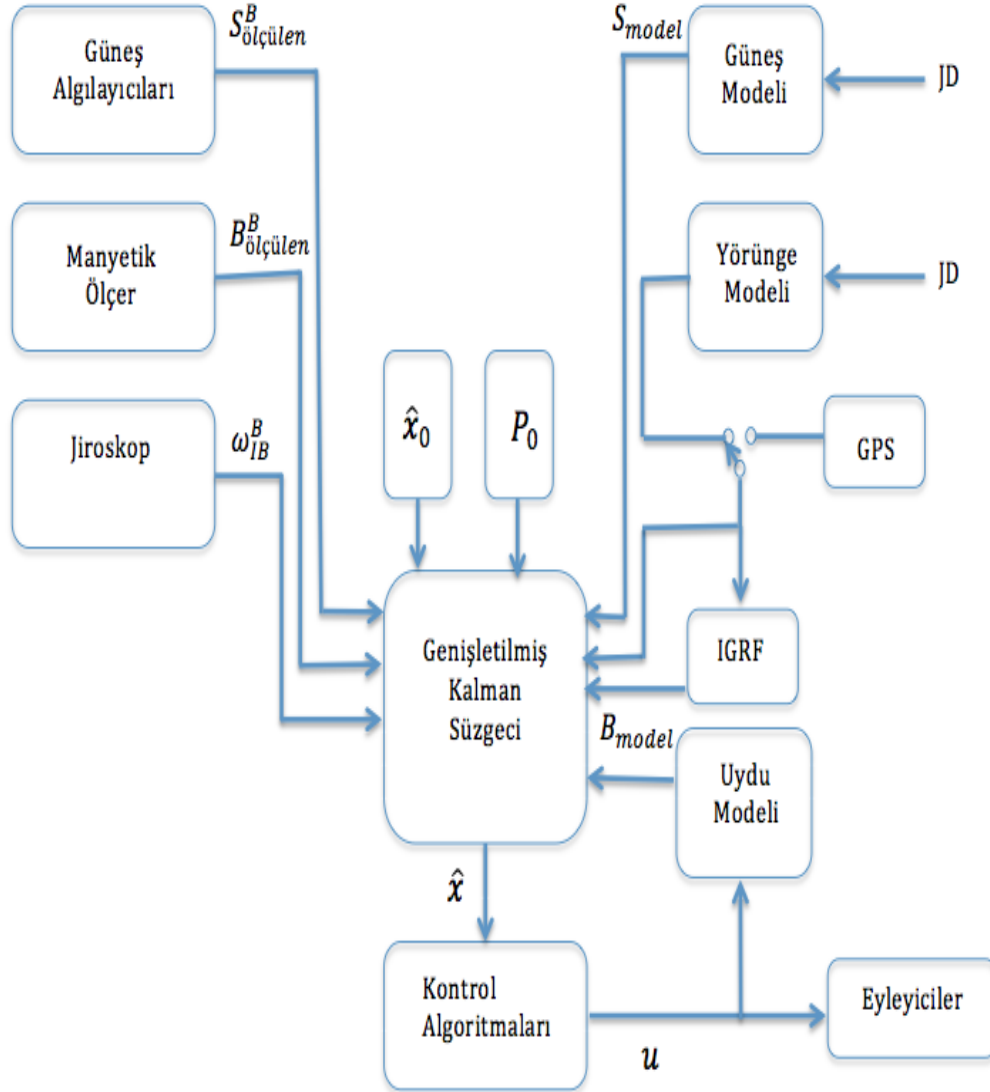
Burada $\mathbf{f}$ doğrusal olmayan sistem denklemlerini, $\mathbf{x}$ vektörünü, $\mathbf{w}$ ise beyaz Gauss gürültüsünü göstermektedir. Ölçüm denklemi de benzer şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{z} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) + \mathbf{v} \quad (6.5)$$

Burada $\mathbf{h}$ doğrusal olmayan sistem denklemlerini, $\mathbf{x}$ vektörünü, $\mathbf{v}$ ise beyaz Gauss gürültüsünü göstermektedir.

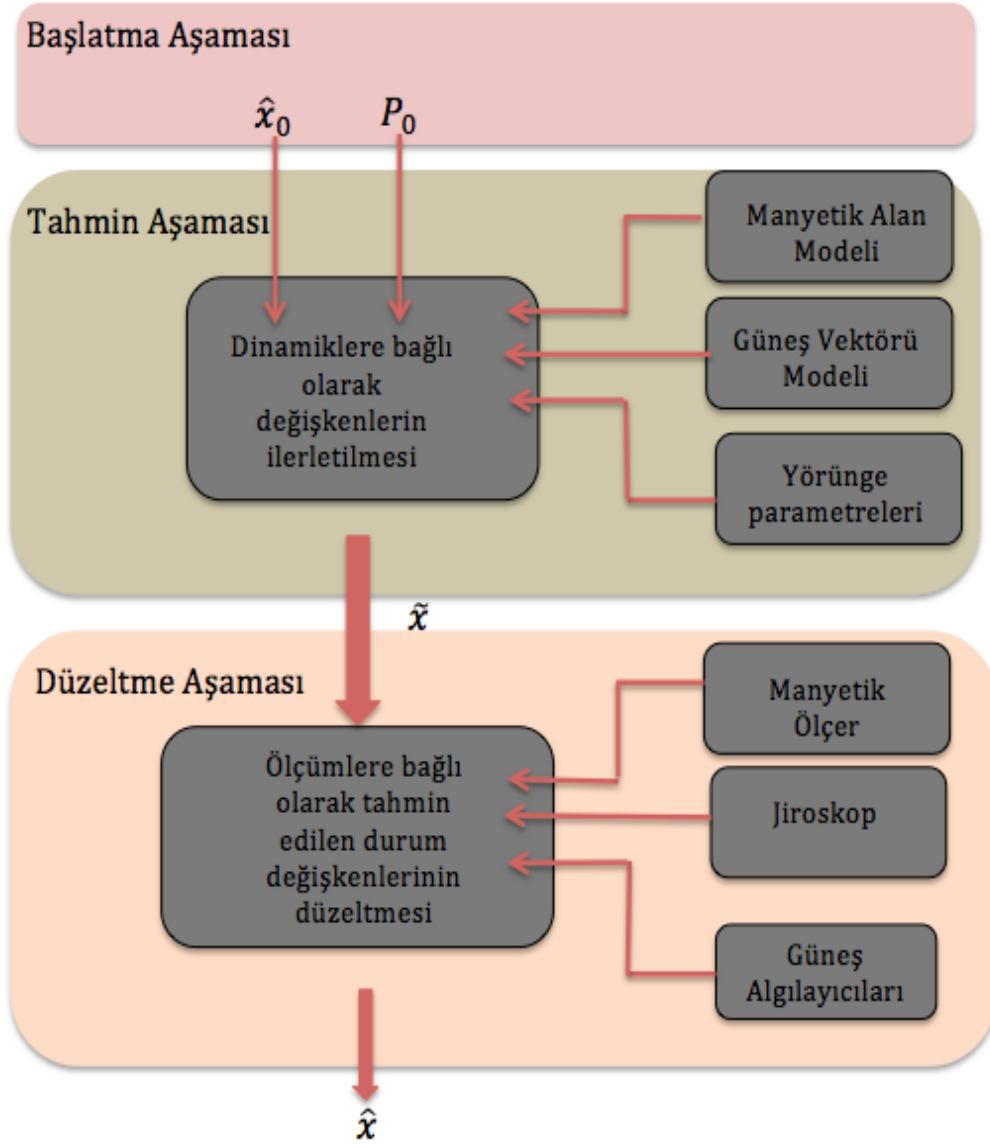
Genişletilmiş Kalman Süzgeci algılayıcılardan alınan veriler ile sistemin fizik kuralları temel alınarak çıkarılan matematiksel ifadesi bilgilerini birleştirerek daha

iyi sonuçlar almayı hedefler. Nihai kestirim değerinde, matematiksel denklemlerle ifade edilen modelin ve algılayıcılardan alınan ölçümlerin ağırlığı, Kalman kazancı denilen bir katsayı ile belirlenir. Bu katsayı her adımda ve model ile ölçümlerin istatistiklerine bağlı olarak hesaplanmaktadır.



Şekil 6.8: Yönelim belirleme işlem şeması.

Durum değişkenlerinden açısal hızların da sistem dinamikleri ile tahmin edilmesinden sonra, daha doğru kestirim yapılabilmesi için düzeltme aşamasında jiroskoplardan alınan açısal hız verileri kullanılır. Benzer şekilde güneş algılayıcılarından ve manyetik ölçerden gelen veriler düzeltme aşamasında, süzgeç denklemleri içerisinde Kalman kazancının hesaplanmasında kullanılır (Şekil 6.9). Bu kazançla bağlı olarak nihai kestirim değerinde ölçümlere ya da sistem modeline gerekli ağırlık verilir.



Şekil 6.9: Genişletilmiş kalman süzgecinin işlem süreci.

6.2.3 Yazılım içinde test örneği

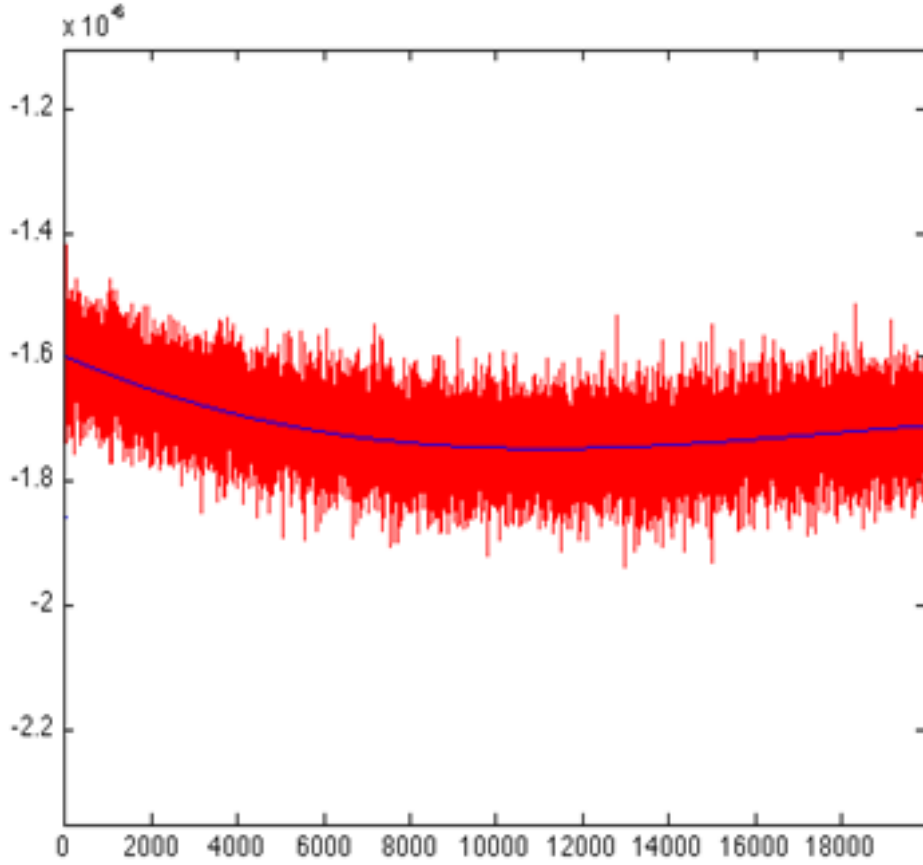
Yapılan yazılım içi testlerde süzgecin ilk adımı olan tahmin aşamasında sisteme başlangıç koşulu verilerek sistemin dinamik ve kinematik denklemleri Runge-Kutta integralleme algoritması kullanılarak nümerik olarak çözülür. Böylece sistemin benzetim süreci boyunca nasıl davranacağı belirlenir. Sistemin gerçek durum vektörü aşağıdaki başlangıç vektörünün kullanılarak, integralleme yapılmasıyla bulunmuştur.

Örnek olarak :

$$x_0 = [-0.0704 \quad 0.1798 \quad 0.0704 \quad 0.97865 \quad 0 \quad 0 \quad 0.001]^T \quad (6.6)$$

Ölçümleri temsil edebilmesi için aşağıdaki varyans değerlerine sahip rastgele Gauss gürültüsü uydu eksenlerinde tanımlı dünyanın manyetik alan vektörüne eklenir ve

elimizdeki sensör için gürültü değerleri kullanılarak hesaplanan ve ölçülen manyetik alan vektörünün bir bileşeni Şekil 6.10'da sırasıyla mavi ve kırmızı renkleri ile gösterilmektedir. Verilen değerler Y ekseninde Tesla ve X ekseninde saniye skalasıdır.

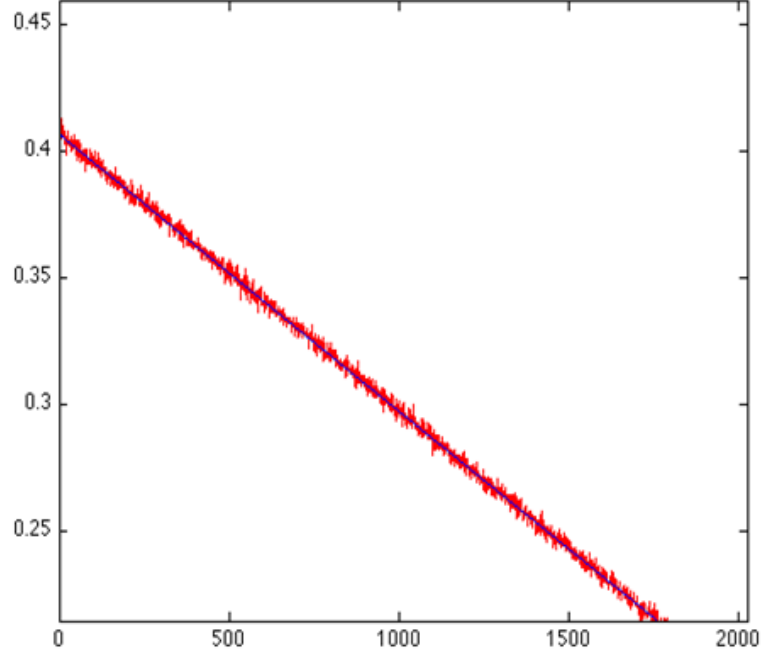


Şekil 6.10: Dünyanın manyetik alan vektörünün uydu eksenlerindeki gerçek ve ölçülen değerleri.

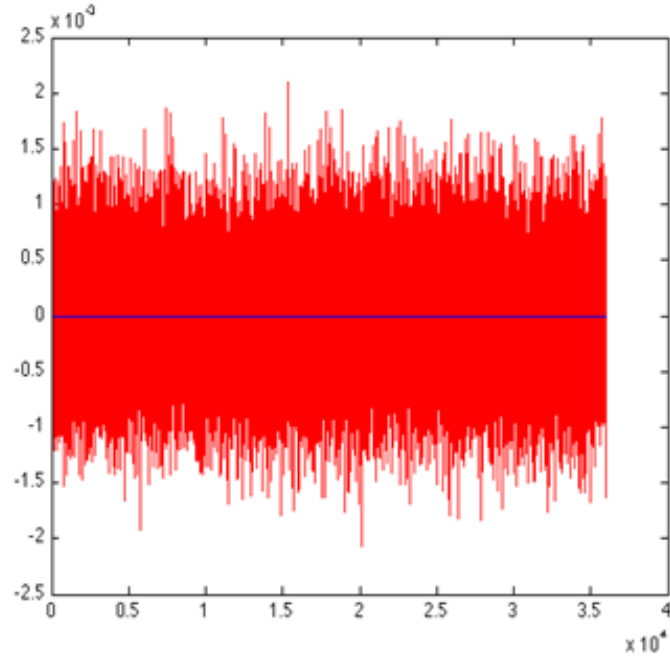
Benzer şekilde güneşe yönelim vektörünün benzetimi yapılmıştır. Güneşe yönelme vektörünün uydu eksenlerinde ifade edilmesi için yine benzetimle elde edilmiş gerçek yönelim verisi kullanılmıştır. Sonrasında aşağıdaki istatistiğe bağlı olarak gürültü eklenen vektör, uyduda ölçülecek güneşe yönelim verisi olarak kullanılmıştır. Elimizdeki sensör için gürültü ve hata değerleri kullanılarak hesaplanan ve ölçülen güneşe yönelim birim vektörünün bir bileşeni Şekil 6.11’de grafikte sırasıyla mavi ve kırmızı renkleri ile gösterilmektedir. Verilen değerler Y ekseninde radyan ve X ekseninde saniye skalasıdır.

Jiroskoplar ile ölçülen veri, doğrudan benzetimle elde edilmiş gerçek açısal hız verisine gürültü eklemekle elde edilmiştir. Elimizdeki sensör için istatistiği bulunan gürültü ile elde edilen ölçülen açısal hız vektörünün bir bileşeni ile uydu dinamik ve

kinematiklerinin entegrasyonu ile elde edilen açısal hız vektörünün aynı doğrultudaki bileşeni Şekil 6.12’de gösterilmiştir. Burada Y ekseninde skala rad/saniye ve X ekseninde skala saniye mertebesindeir.



Şekil 6.11: Güneşe yönelme vektörünün gerçek ve ölçülen değerleri.



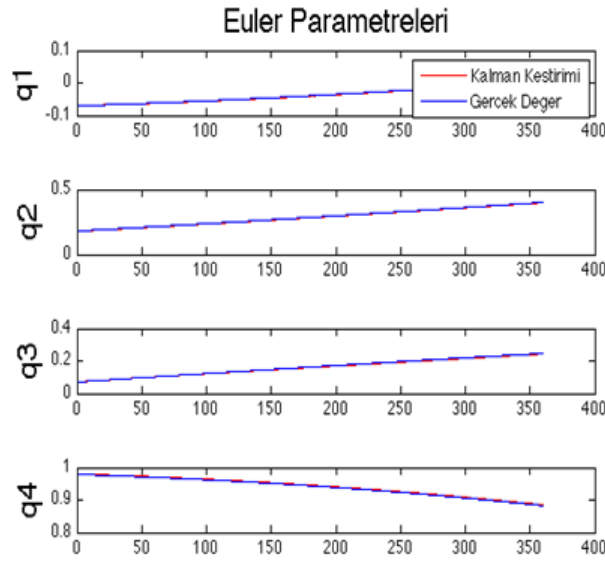
Şekil 6.12: Açısal hız vektörünün bir bileşeninin gerçek ve ölçülen değerleri.

Sürekli Genişletilmiş Kalman Süzgecinde böylece ilk adım olan tahmin aşaması tamamlanmış olur. Süzgeç, kestirilen durum değişkenleri için başlangıç değerlerine ihtiyaç duyar. İşte bu başlangıç vektörü, gerçek yönelim vektörü hazırlanırken

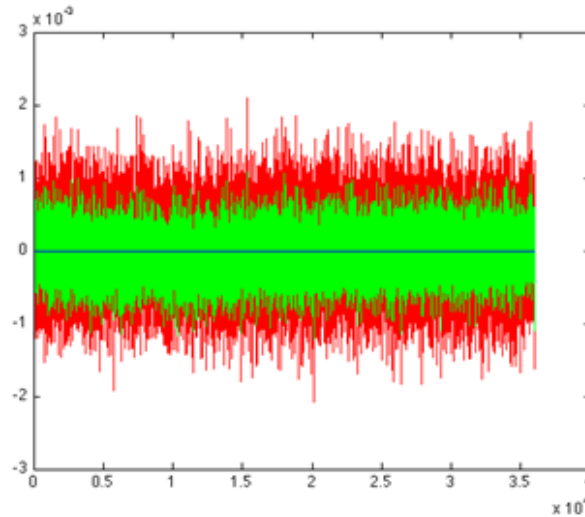
kullanılan başlangıç koşulları ile aynı olmak gereği duymaksızın bu test için aşağıdaki gibi girilmiştir:

$$\hat{x}_0 = [-0.0706 \quad 0.18 \quad 0.076 \quad 0.976 \quad 0.003 \quad 0.002 \quad 0.001] \quad (6.7)$$

Anlatılanlar doğrultusunda bir Genişletilmiş Kalman Süzgeci geliştirilmiş ve süzgecin kestirdiği Euler parametrelerinin (kuaterniyonların) kestirim değerleri ile gerçek yönelim verisi karşılaştırılmalı olarak Şekil 6.13'te gösterilmiştir. Benzer olarak Şekil 6.14'te açısal hız kestirimi görülmektedir. Burada Y eksenini rad/saniye, X eksenini ise saniyedir.



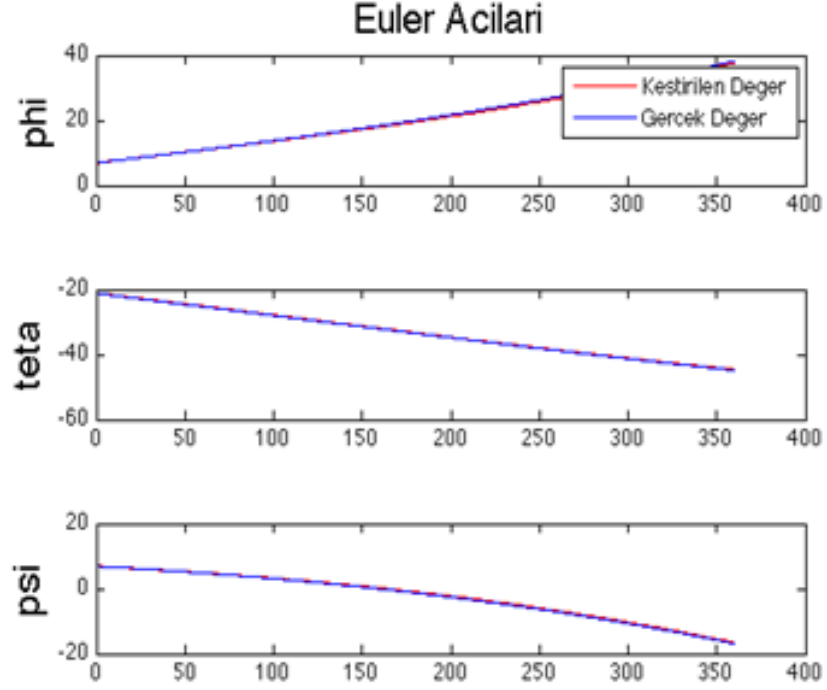
Şekil 6.13: Gerçek ve kestirilen Euler parametreleri.



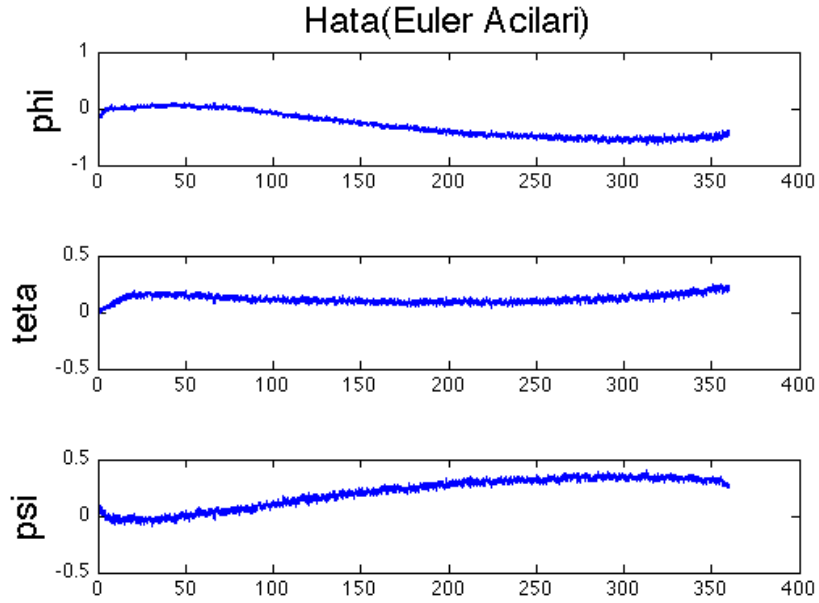
Şekil 6.14: Gerçek (mavi), ölçülen(kırmızı) ve kestirilen (yeşil) açısal hız vektörü

Fiziksel olarak anlamı ve görselliği olan bir yönelim parametre setine, Euler Açıları gösterimine dönüşüm yapılsa; Euler Açılarının kestirim değerlerinin, gerçek

değerleri civarında olduğu Şekil 6.15 ve Şekil 6.16’de görülmektedir. Kestirimin iyileştirilmesi, başlangıç koşullarına, filtre ayarlama parametrelerinin değiştirilmesine, sistem modelinin doğruluğuna ve algılayıcıların doğruluğuna bağlıdır. Yıldız izleyici gibi çok hassas bir donanımın kullanılması ile kestirim iyileştireceği açıktır.



Şekil 6.15: Euler açılarıyla ifade bulmuş gerçek ve kestirilen yönelim.

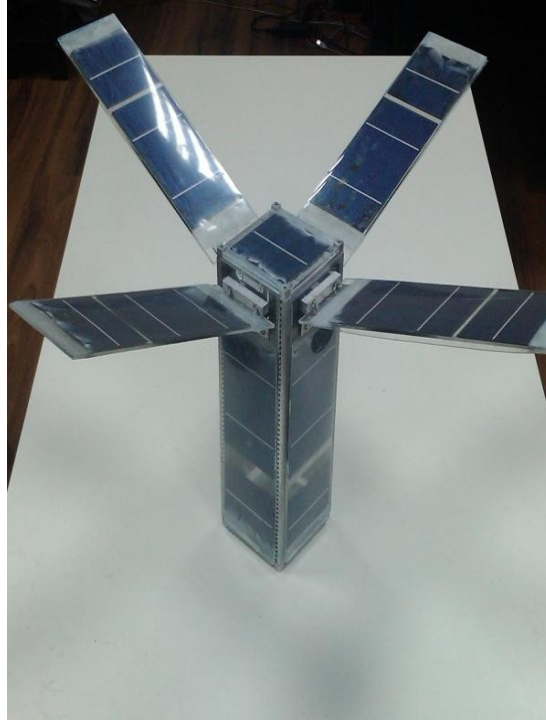


Şekil 6.16: Kestirilmiş Euler açıları ile gerçek Euler açıları arasındaki fark.

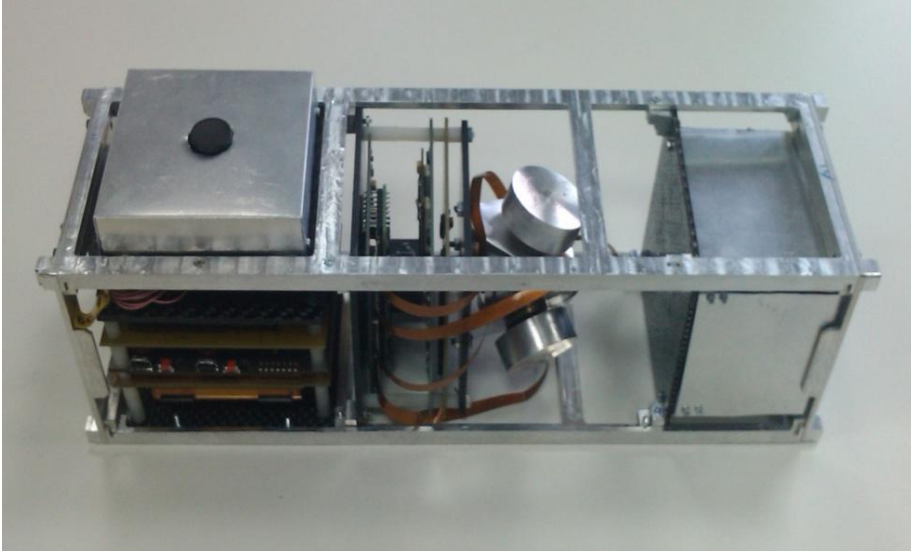
7. YAPI VE MEKANİZMALAR

7.1 Modüler Uydu Yapıları

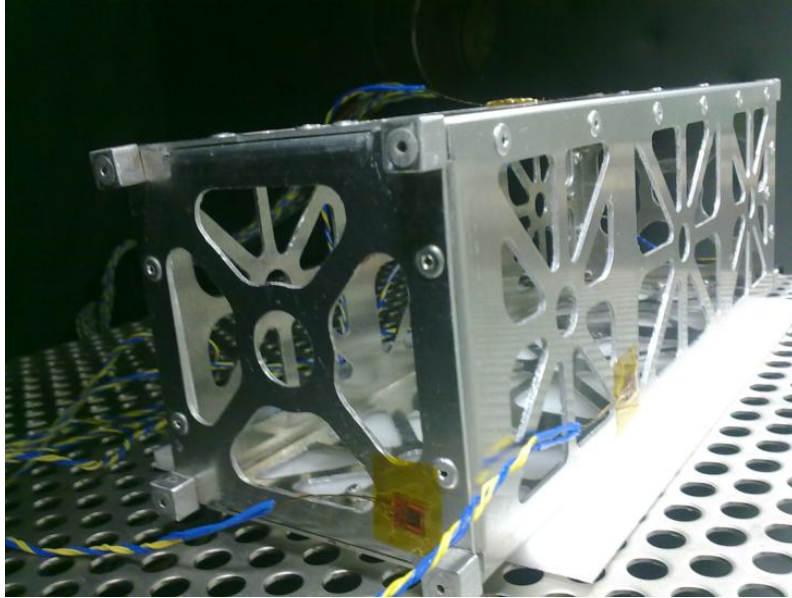
Hem İTÜ pSAT I uydusunun yapımında yaşadığımız tecrübeye hem de nano uydu yapıları ile ilgili yaptığımız ön çalışmada gözlemlediğimiz temel husus : şu ana kadar yapılmış piko ve nano uydu görevlerinde yapı hep yaklaşık mühendislik bakıp açısıyla tasarlanıp üretilmediği ve sistematik olarak şekil optimizasyonu kullanarak tasarım yapılmadığıdır. Bu manada akademik bir hedef olarak maruz kalınan yükleri mümkün olan en düşük kütleyle kaldırabilmesi için yapısal optimizasyon ve uygun bir konfigürasyon seçimi yapısal tasarımımızın başlangıç noktası olmuştur [13]. Bu manada 40'a yakın farklı konfigürasyon çizilmiş bunlardan 2'si prototiplendirilmiştir (Şekil 7.1 ve 7.2) ve 1 tasarım da mokaşlandırılmıştır. Ayrıca küçük ama anlamlı ek bir hedef olarak da halihazırda piyasada satılmakta olan bir yapı (Cubesat Kit Yapısı) 1-1 replike edilmiş (Şekil 7.3) ve satış fiyatının %10'dan daha az bir maliyete işçilik ve malzeme de bulunmak üzere üretilebileceği edilebileceği ispatlanmıştır.



Şekil 7.1: Üstünde panel açma teknolojisi uygulaması yapılan prototip uydu yapısı.



Şekil 7.2: Geliştirilen sistem mühendisliği modeli.



Şekil 7.3: Birebir replike edilen pumpkin cubesat kit yapısı.

Yapılan prototiplendirme ve analizler sonunda dikkat çeken ilk nokta sistemdeki ana tasarım kriterinin gerçekte maruz kalınan yükleri taşıyacak en düşük kütleli yapı konfigürasyonundan çok

- Nano uyduların taşıyıcı kutularının içine entegre edilebilmesi için uyulması gereken kabul kriterlerini yansıtan yapı konfigürasyonları,
- Uydu içine elektronik devre, kutu vb... parçaların entegrasyonunu en rahat biçimde izin veren tasarım yaklaşımları,
- Tasarım süresince iç elektronik devre, kutu vb... parçaların boyut değişimine karşın en kullanışlı ve hızlı yerleşim planı değişimine izin veren yapı konfigürasyonları olduğu hususlarıdır.

Bu manada bu tip uyduların fırlatma aracına monte edildiği POD üniteleri hem boyut hem de POD ile kontak noktalarında kullanılması gereken malzeme seçimlerini kısıtlamaktadır [14]. Mesela en çok kullanılan Calpoly tarafından[15] üretilen ve birçok roket için kalifiye edilmiş P-POD kontak olan bölgelerin spesifik alüminyum alaşımı olması gerekliliğini ve kontak yüzeylerinin her köşede en az 6.5mm olmasını gerektirmektedir. Bu da gövde de ana taşıyıcı kolonların malzemesinin havacılık ve uzay kalitesi alüminyum dışında ve belli boyutların dışında olmasını engellemektedir.

Bu boyutların ve malzemelerin dışına çıkıldığında POD üniteleri ile beraber on binlerce dolar seviyesinde yeniden kalifikasyon testlerine girilmesi zorunludur. Bu manada ön görülen yapısal tasarımda ana kolonlarda kullanılacak malzeme tipleri(alüminyum alaşımları) ve köşe boyutları belirli olmaktadır. Burada tasarımsal boyut bu ana kolonların et kalınlıkları ve gövde bağlantı stillerinde yapılması problemidir. Bizim yaklaşımımızda bu limitasyonlardan dolayı bütün uyduyu kompozit olarak yapılmasına izin verilmediğinden dolayı taşıyıcı kolonların et kalınlıkları düşürülerek güçlendirici kompozit panellerle entegre edilmesi düşünülmüştür. Böylece doğal olarak güneş panellerini ve gövde bağlantı levhalarını kompozitten yapma fikri doğmuştur.

Bunların dışında gerçekte hem titreşim hem de yükler altında davranış bu tip küçük ve yoğun uydularda hiçbir şekilde problem olmadığı analizlerde görülmüştür. Gerçek manada yığın elektronik parça ve kart bulunduran sistemde paneller ve elektronik kartlar mantıklı bir şekilde gövdeye bağlandığında hem titreşim hem yükler altında gerilim açısından hiçbir problem yaşamamaktadır. Bu manada yapılacak olan analizler yapısal limitlerin yanına bile yaklaşmadığı bir kez daha gözlenmiştir.

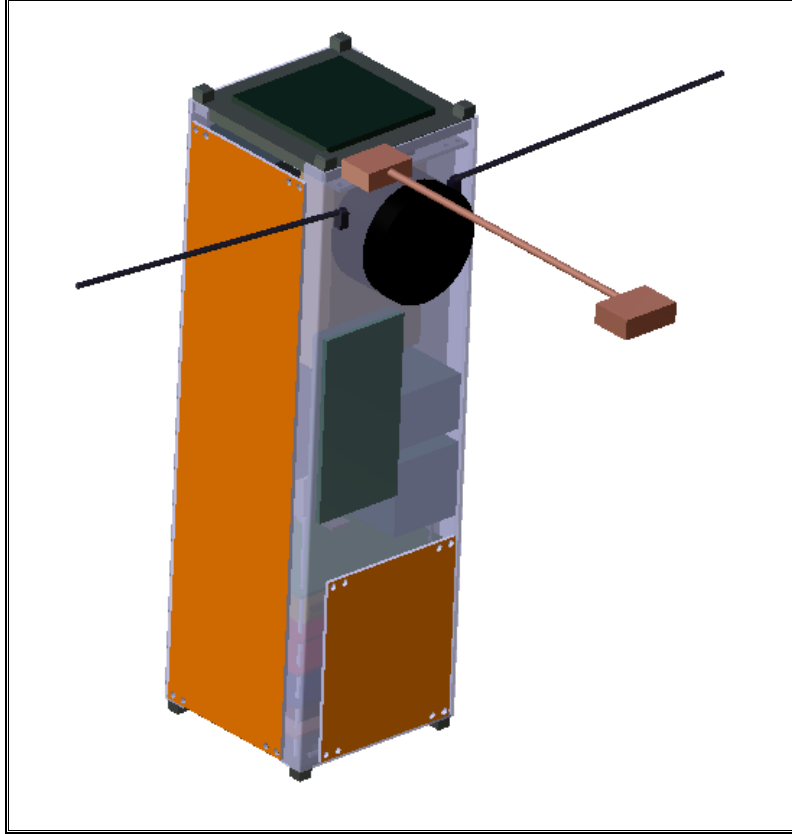
Bütün bu temel limitasyonlar ve gerçekleri de göz önünde bulundurarak, ilk aşamada önce bütün tasarım konseptlerinin baz aldığı konsept uydu ve bunun temel sistem mühendisliği çizelgeleri sunulacaktır. Bundan sonra uydu yapısal tasarımı ve analizleri ile ilgili olarak ilk önce tasarım felsefesi tanıtılacak bu tasarım felsefesinde tasarlananan konsept uydu gövdeleri ve bunlar üzerinde yapılan konsept tasarımlar aktarılacaktır. Konsept tasarımlar zaman için de gelişimi düşünce gelişimini yansıtmaktadır. En son aşamada da nano uydu yapısal tasarımı ve analizleri ile ilgili malzeme seçimi, fırlatma aracı ve buna bağlı olarak gelen yükler ve yapılan analizler özetlenmiştir.

7.1.1 Konsept uydu temel sistem mühendisliği çizelgeleri

Çalışmamızda hedef bir uydu bulunmamasına rağmen geliştireceğimiz sistemleri boyutlandırmak için temel bir misyon seçilmiştir. Bu misyon da yaklaşık 700km'e PSLV roketi ile oturacak 3U boyutlarında bir görüntüleme uydusu olacaktır. Ayrıca proje kapsamında yapılacak bütün özgün yönelim belirleme ve kontrol cihazlarını da içinde bulundurarak hassas yönelim kontrolüne sahip bir uydu olacağı vizyonlanmıştır. Proje kapsamında yapılması hedeflenen alt sistemlerin tamamını da içinde kapsayacak örnek görev tasarımı (ÖGT) belirlenmiştir.

Örnek Görev Tasarım Uydusu – pSAT II (Şekil 7.4) :

- 10 cm x 10 cm x 30 cm'lik 3U maksimum 4 kg ağırlığında nano uydu
- Yaklaşık 700km yükseklikte güneş eş zamanlı yörünge
- 3 Eksen aktif yönelim kontrolü
- Açılabilir ek güneş paneli ile ek güç iletimi
- Kompozit yan panellere sahip
- Kamera Faydalı yük : Nano uydu boyutlarında Yüksek çözünürlüklü (piksel başına 1-2km) görüntü çekme ve aktarma kabiliyeti bulundurmaktadır.



Şekil 7.4: Örnek görev tasarım uydusu – Konsept I.

ÖGT Uydusu pSAT II için alt bileşenler belirlenmiştir. ÖGT uydusunda özellikle modüler ve fonksiyonallitesi yüksek özgün bus tasarımı bulunmaktadır. Bus sistemi veri hatlı dağıtılmış mimari prensibine dayanmaktadır. Bunlarla ilgili yapılan ön tasarım sonuçları ve spesifik tasarımlar sonucunda bütün alt sistem boyutlandırmaları ve ağırlıkları göz önünde bulundurularak sınıflandırılmış ve Çizelge 7.1’de alt sistemlerin ayrıntılı ağırlık ve güç bütçeleri verilmiştir. Burada dikkat edilmesi gereken husus sistem üzerinde çalışan alt sistemlerden EPS ve OBC dışındaki tüm alt sistemlerin yörüngede belli ve kısa zaman aralıklarında çalıştırılacağıdır. Çizelgede verilen birçok veri gerçek alet ağırlıklarından oluşmak ile beraber birkaç ünite (mesela faydalı yük kısmı sadece limitlendirilmiştir.) yaklaşık olarak boyut, güç ve ağırlık ile tahmin edilmiştir. Her konsept tasarım için verilen ağırlık bütçelerinde küçük oynamalar olmaktadır ve ayrıca sistemlerin gelişim süresince bu çizelgeler güncellenmektedir.

Çizelge 7.1: Sistem ağırlık ve güç kullanım bütçeleri

Bileşenler		Sayı	Ağırlık (gr)	Toplam Ağırlık (gr)	Güç (Min) (mW)	Güç (Max) (mW)
Yapı						
	Alt ve Üst Yüzeyler	2	35	70		
	Yanal Yüzeyler	2	170	340		
	Bağlantı elemanları	1	50	50		
	Kablolama	1	100	10		
Güneş Panelleri					0	0
	1U (alt) Panel	1	60	60		
	1U Standart Panel	1	55	55		
	3U Panel	3	180	540		
EPS						
	EPS Devresi	1	105	105	250	250
	Pil Devresi (w/ 4 pil)	1	213	213		
OBC	PCB katmanı	1	70	70	250	250

Çizelge 7.1(devam): Sistem ağırlık ve güç kullanım bütçeleri

COMM						
	VHF Verici Li-1 UHF/VHF Radya	1	52	52	200	10000
	S-Band Verici ile patch anteni	1	92	92	0	4000
	Açılabilir Antenler	2	10	20		
ADCS						
	ADCS Bilgisayarı	1	70	70	0	1500
	Sensörler					
	IMU(Gyro+Acc+M agnetometre+Sıcakl ık)	1	70	70	0	367,5
	Magnetometre	1	7,5	7,5	0	120
	Jiroskop	4			0	880
	Güneş sensörü	6			0	0
	Sıcaklık Sensörü	4			0	6,4
	Eyleyiciler					
	Magnetork üretici	4(3)			0	990
	Reaksiyon tekerleri (alüminyum kutu ile)	3	60	180	0	9000
	Magnetoboom					
	Mekanizma + kol + tutucu	1	40	40		
	GPS				0	1000
	PCB katmanı	1	70	70		
	GPS Alıcısı	1	60	60		
	GPS Patch Anteni	1	50	50		

Çizelge 7.1(devam): Sistem ağırlık ve güç kullanım bütçeleri

Faydalı Yük						
	Faydalı Yük	1	1200	1200	0	5000
	Gerilim Çevirici	1	2	12		
	Patch Anten i	1	100	100		
Kamera						
	Kamera+ sd kard + arayüz devresi	1	70	70	0	100
	Tutucu	1	40	40		
	Nex-5 Kamera Modülü	1	230	230	0	500
	Lens (16mm)	1	67	67		
				4033,5		

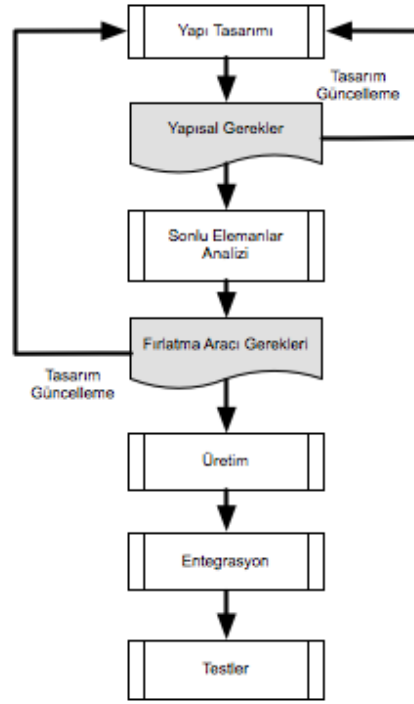
7.2 Tasarım Felsefesi

Uydu yapısı konsept tasarımından final modeline kadar pek çok aşamadan geçmektedir. Her aşamadan sonra ise gereksinimler ve kısıtların karşılanıp karşılanmadığı kontrol edilmektedir. Aşağıdaki akış şemasında görüldüğü üzere bu aşamalar beş ana başlık altında toplanmıştır. Bunlar modelleme, analiz, üretim, entegrasyon, ve test süreçleridir. Her aşamadan sonra gerek malzeme, boyut gereksinimleri incelenmiş yapı gerekliliklerini karşıladığı araştırılmış, gerekse fırlatma aracı gereksinimleri incelenmiş fırlatma yüklerini karşıladığı araştırılmıştır.

Proje için yapısal uydu yapı tasarımı için belirtilen süreçler ve iş akışı Şekil 7.5’te verilmektedir. Yapı tasarım gereksinimlere göre tasarlanmış, analizler fırlatma gereksinimlerine göre tamamlanmış ve üretimi yapılmıştır.

Modelleme, uydu tasarımında en önemli aşamalardan biridir. Bilgisayar destekli tasarım programları (CAD) modelleme için kullanılan zamanı azaltmak üzere kullanılmaktadır. Bu projede, konsept uydu için CATIA V5 R18 programı kullanılmıştır. Konsept uydu için yaklaşık 40 model tasarlanmıştır. Bu modellerin sonunda ise sadece üç yapının prototipi yapılmıştır.

Sonlu elemanlar yöntemi ile analiz yapma tasarım sürecinin ikinci aşamasıdır. Modellemesi yapılan her tasarım yapısal olarak analiz edilmiştir. Bu projedeki modelleme işlemi sonucunda bütün yapılar ağırlanmış, sınır koşulları ve yükler belirlenmiş, yapısal yükleme altında yapıların mukavemetleri incelenmiştir. Bu projede yapısal analizler için ANSYS Workbench 11 programı kullanılmıştır.



Şekil 7.5: Konsept uydusu yapısal tasarım yaklaşımı

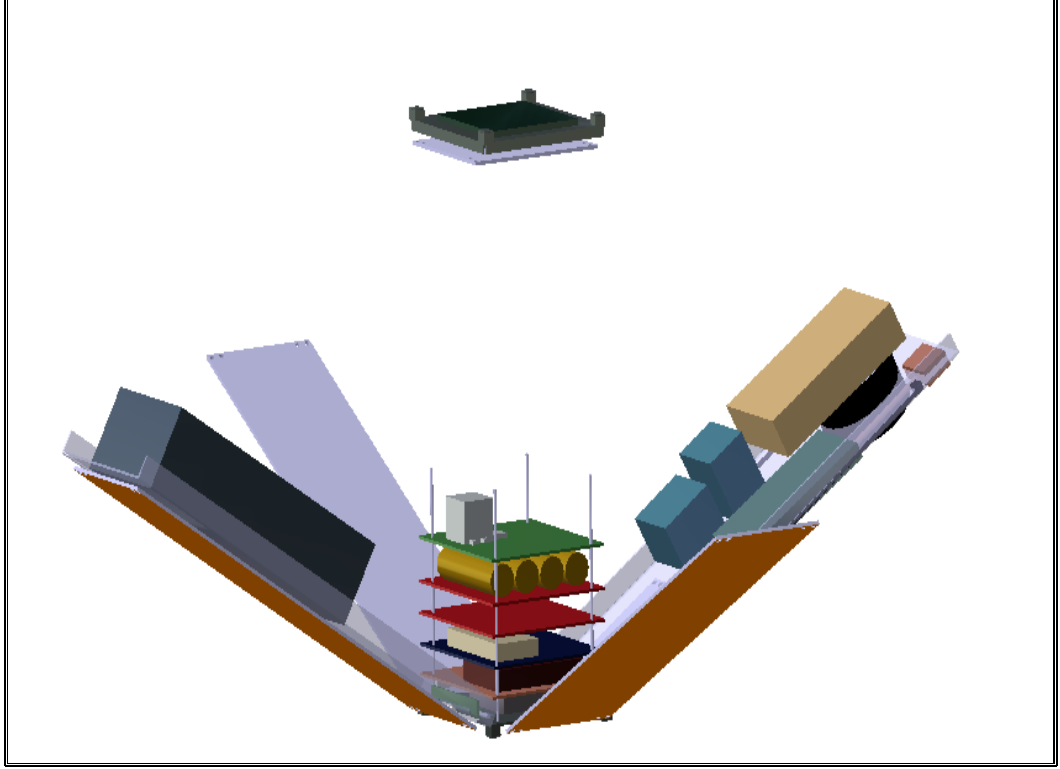
7.2.1 Konsept uydusu yapıları ve yerleşim örnekleri

Yapılan çalışmalar sonucu dikkat çekici olan üç uydusu konsepti yapılmıştır.

7.2.1.1 Konsept 1

Uydusu tasarımında bağlantı-yüzey elemanlarının kullanılmasının ana sebeplerinden biri de uydusu iç hacmini artırmak ve içerisine olabildiği kadar çok ekipman yerleştirebilmektir. Konsept 1 bir alt yüzey, karşılıklı olarak menteşelerle alt yüzeye tutturulmuş iki yan yüzey ve bu yan yüzeyleri üstten tutan ve şapka olarak adlandırılan bir üst yüzeyden oluşmaktadır. PCB 104 devrelerin üzerinde olan alt sistemler, EPS(Elektronik Güç Devresi) ya da OBC(Ana Uçuş Bilgisayarı) gibi, en alt yüzeye millerle bağlanmıştır. Üst üste dizilen devreler birbirlerine elektronik olarak bağlaçlarla bağlıdır. Bu kısım uydusunun yaklaşık 1U'luk kısmını doldurmaktadır. Geriye kalan 2U'luk kısımda ise karşılıklı gelen yüzeylere, yani

duvarlara, standart devre büyüklüğünde olmayan komponentler yerleştirilmiştir. Hedef; komponentleri 10*30 cm büyüklüğündeki karşılıklı iki yüzeye, yüzeyler karşılıklı olarak kapatıldığında arada boşluk kalmayacak şekilde yerleştirmektir. Şekil 7.6’da alt sistemler ve ekipmanların nasıl yerleştirildiği gösterilmiştir.



Şekil 7.6: Açık görünüm ve ekipmanlar.

Kritik görülen montaj sırası ise şu şekilde tasarlanmıştır:

1. Öncelikle alt yüzey temel yapı olarak belirlenmiştir ve önce onunla montaja başlanacaktır.
2. Yan yüzeyler ikinci defa montajı gerektirmeyecek şekilde perçin ya da vidalarla menteşeler yardımıyla alt yüzeye monte edilecektir.
3. Daha sonra gerekli uzunluğu belirlenen miller alt yüzeye dört köşeden tutturulur ve alt sistemler belirlen sıra ve boşluklar ve bağlaçlar kullanılarak üst üste dizilir.
4. Daha sonra açık olan menteşeli yan yüzeylere belirlenen ekipmanlar vida ve somunlar yardımıyla monte edilir.
5. Sonra menteşeler kapatılır ve şapka dediğimiz üst yüzey yan yüzeylere tutturulur.
6. Uydu kapalı bir hale geldikten sonra, güneş panelleri, magnetboom ve açılır antenler dış taraftan yan yüzeylere monte edilir.

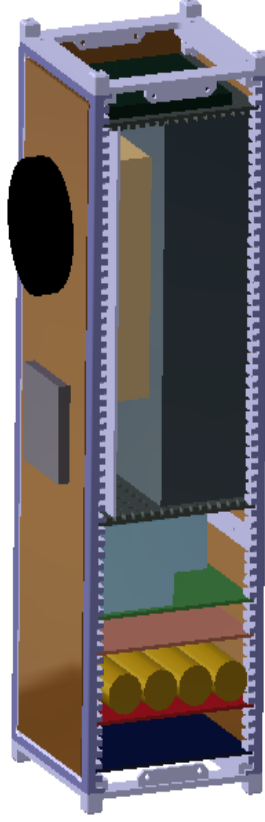
Bu tasarım ilk aşamada mokaplandırılarak (Şekil 7.7) yerleşimin ve montajın rahatlığı ölçülmüştür. Bağlantıları üzerine yapılan analizler ise menteşeli kısımların problem çıkardığını ortaya koymuştur. Bu problem de menteşelerin ağır ve hantal olmadığı sürece yapısal problem çıkartacağını göstermektedir. Entegrasyon amaçlı olarak çok rahatlık sağlamasına rağmen menteşe sistemlerinin ağır ve hantallaşması hem ağırlığı arttırmakta hem de gereksiz hacim kaybına yol açmaktadır.



Şekil 7.7: Konsept I tasarım mokap görüntüsü.

7.2.1.2 Konsept 2

Konsept 1'den farklı olarak bu tasarımda yerleşim panellerden gövde içi raflara aktarılmaktadır. Burada kullanıcı bütün elektronik ekipmanları ya raf panelleri üzerine yerleştirmekte ya da zaten hazır bir şekilde raf sistemine uygun olan PC-104 stak yapısını korumaktadır. Ayrıca Konsept 1'de olduğu gibi hem dikey hem de yatay yerleşime izin vermektedir. Bu konsept tasarım konsept 1'de görülen problemleri çözmekle beraber raf sisteminden dolayı uydunun içinde gereksiz hacim kaybı yol açmaktadır. Üretilen Konsept 2 tasarım görüntüsü ve yapısı Şekil 7.8 ve Şekil 7.9'da görülmektedir.



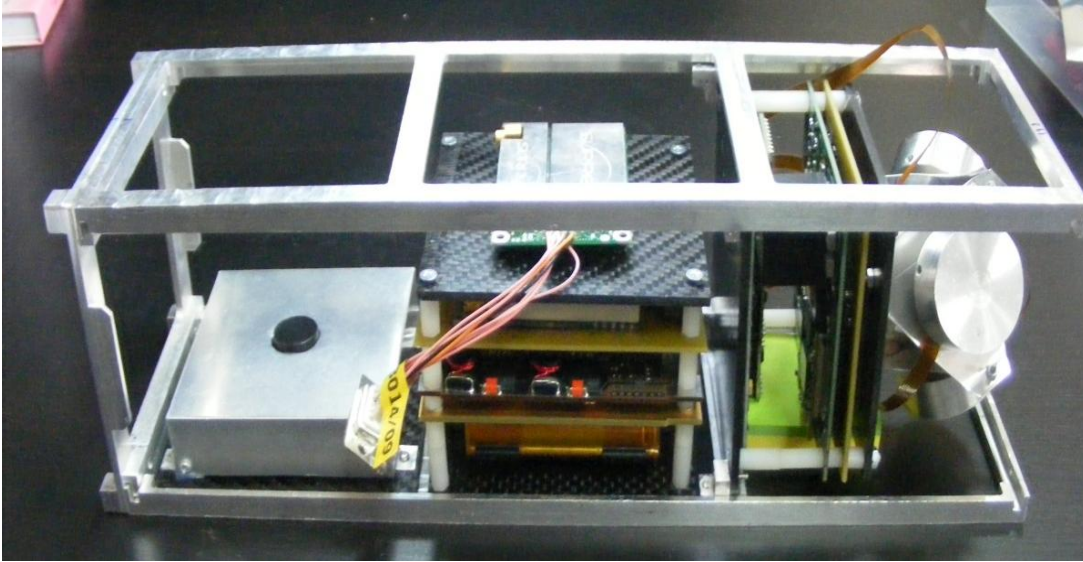
Şekil 7.8: Konsept II tasarım görüntüsü.



Şekil 7.9: Üretilen konsept II yapısı.

7.2.1.3 Konsept 3

3 no'lu konsept ise bu iki konseptin özelliklerini birleştiren yani istenilen yerde raflamaya izin veren ve iç panel yüzeylerine montaja izin veren hibrit basit yapıdır. Bu yapıda geliştirilen mühendislik modelinde kullanılmıştır (Şekil 7.10). Mühendislik modelinin gelişimindeki bir temel yaklaşım felsefemiz de geliştirilen sistemlerin montajlama tekniklerini ve zorluklarını da yaparak 1-1 gözlemektir. Görüldüğü gibi muadili birçok küp uydu yapısına göre çok daha rahat bir şekilde sistem entegrasyonu yapılabilmekte ve ayrıca yerleşim esnasında doğaçlamaya da izin vermektedir. Bağlantı elemanları olarak üretilen L tipi braketler, kompozit bağlantı levhalarının istenilen şekilde (yapay veya dikey) yerleşiminde çok daha kolaylık sağlamıştır.



Şekil 7.10: Üretilen konsept III.

7.2.2 Yapısal malzeme seçimi

Malzeme seçimi uydunun ağırlığı ve dış ortama uyumu gibi unsurlardan ötürü önemli bir konudur. Malzeme seçimi yaparken, ağırlık, mukavemet, katılık, ısı iletim, ısı ıl genleşme ve üretilebilirlik gibi pek çok kriter göz önünde bulundurulmaktadır. Bu kriterler baz alınarak, şimdiye kadar küp uydularda kullanılan malzemeler araştırılarak Çizelge 7.2 oluşturulmuştur. Hafiflik, elastisite modülü ve üretilebilirlik etmenleri incelendikten sonra uydunun AL 6061 ya da 7075'ten üretilmesine karar verilmiştir. Bu iki alüminyumdan piyasa araştırması yapıldıktan sonra daha sert ve üretilmesi daha kolay olduğu için AL 7075 kullanılması uygun görülmüştür.

Çizelge 7.2: Konsept uydu tasarımı için üretim malzemesi seçimi karşılaştırması

Malzeme	Yoğunluk (g/cm ³)	Elastiklik Modülü (GPa)	Çekme Kırılma (MPa)	Termal İletkenlik (W/m-K)	Üretim Rahatlığı
Alüminyum 6061 T6	2.7	68.9	276	167	Kolay
Alüminyum 7075 T6	2.81	71.7	503	130	Kolay
Titanyum	4.5	116	140	17	Zor
Paslanmaz Çelik	8	195	275	15.9	Kolay
Magnezyum AZ31	1.77	45	200	96	Zor
Kompozit	-	-	-	-	Nispeten daha zor

Ayrıca güneş hücrelerinin bağlandığı paneller karbon fiber plaka kompozitten yapılmıştır. Bunun dışında gövde üzerine levha ile monte edilen parçalar için karbon fiber honeycomb kompozit plakalar kullanılmıştır. Bu iki kompozit yapı hem daha hafif alternatifler sunmuş hem de et kalınlığı azaltılmış ana kolonlardaki yükleri taşıma konusunda yardımcı olmuştur. Ayrıca gövde köşelerinde kompozit kullanılmadığından dolayı çok maliyetli olan POD ile kalifikasyon testlerine yeniden girme zarurieti de ortadan kalkmıştır.

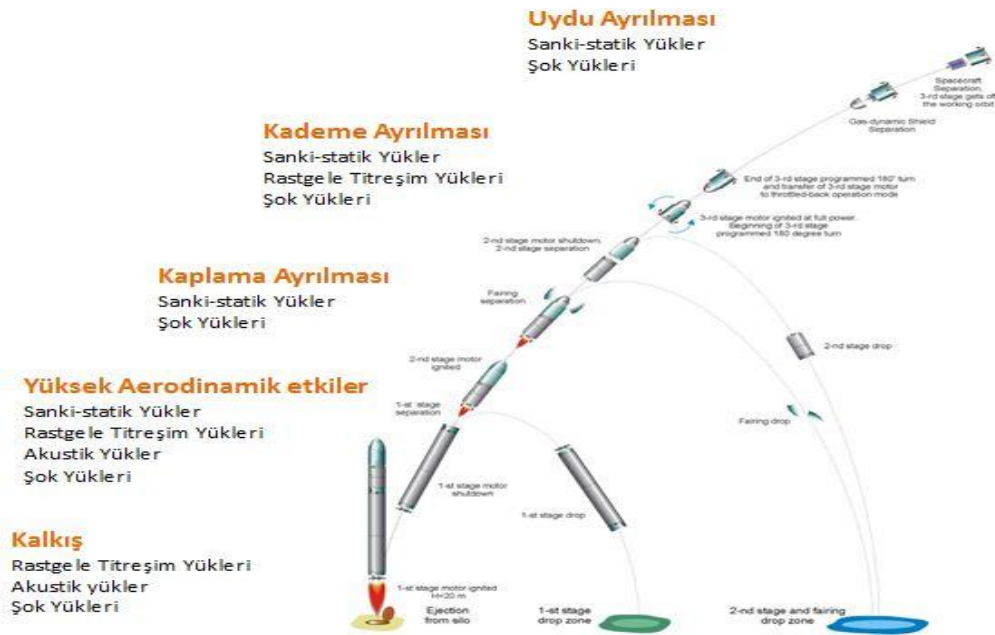
7.2.3 Fırlatma aracı fırlatma ortamı ve yükler

Projenin başlangıcında fırlatma koşullarının ve yüklerinin belirlenmesi açısından fırlatma aracı belirlenmelidir. Konsept uydunun kutupsal yörüngesi yaklaşık olarak 700km civarında olacaktır. Bu bağlamda, bu misyon için hem maddi ve hem de lojistik açısından en iyi fırlatma kabiliyeti sunan Hindistan “Polar Satellite Launch Vehicle” ile uzaya gönderileceği kabul edilmiştir.

Fırlatma esnasında başlayıp yörüngeye oturana kadar, küçük uydulara etki eden birçok yük vardır. Ayrıca üretim, nakliye, testler, yer ve havadaki taşıma, fırlatma öncesi hazırlıklar sırasında da uydu kritik yüklerle karşılaşabilir. Fakat fırlatma

uydunun dış yüklerden etkilendiği en kritik ve önemli aşamadır. Tasarım ve analiz kriteri olarak bu safhada kaynaklanan yükler ana belirleyici kriter olarak alınmıştır.

Uydunun fırlatma sırasında maruz kaldığı yükler şu şekilde sıralanabilir; iticinin kararlı durum ivmelenmesi; fırlatma sırasında ve ses ötesi durumda vibro-akustik gürültü; itki sisteminde motor titreşimi; iticinin ateşleme ve sönme durumundaki geçici yükler, uzay aracının kademelerinin ayrılması, aracın yaptığı yönelme hareketleri, yakıtın çalkalanması ve faydalı yükün kaplamasının ayrılması[16]. Bir uzay aracı fırlatılırken, araçtan gelen güçlü titreşimler, bağlantılar ve temas noktaları aracılığıyla uyduya etki etmektedir. Bu sebeple fırlatma aracını etkileyen bütün bu olaylar, uyduları da etkilemektedir. Şekil 7.11’de bir fırlatma aracının kalkıştan yörüngeye oturana kadar geçirdiği aşamalar ve bu sırada uyduya etkiyen yükler gösterilmiştir.



Şekil 7.11: Uydunun fırlatma sırasında maruz kaldığı etkiler.

Konsept uydunun fırlatılması için kullanılacak PSLV roketinin kullanıcı kitapçığında verilen dikey yöndeki maksimum ivmelenmesi 7 g ve yatay yöndeki maksimum ivmelenme ise 1,5 g'dir. Bu veriler birincil ve ana uydular için geçerlidir. Küp uydular gibi ikincil uydular için bu değerler dikeyde 11 g, yatayda ise 6 g olarak verilmektedir. Ayrıca yük faktörünün 1,25 olduğu göz önünde bulundurulursa uydunun maksimum ivmelenmesinin 13,75 g olduğu hesaplanmıştır. Çizelge 7.3'te PSLV roketi üzerinde uydunun maruz kalacağı maksimum yükler özetlenmiştir.

Çizelge 7.3: PSLV roket üzerinde maruz kalınan yükler.

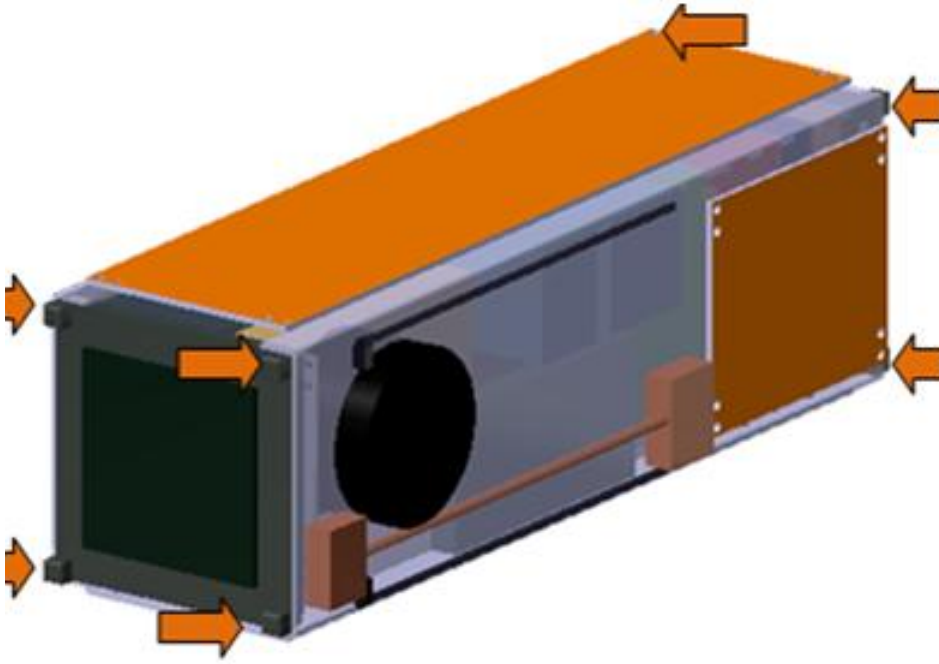
	Dikey	Yatay
Maksimum Statik ve Dinamik İvmelenme (ana uydu)	+7 g - 2.5 g	1.5 g
Maksimum Statik ve Dinamik İvmelenme (yardımcı uydu)	+11 g	± 6 g
+ Yük Faktörü 1.25	+13.75 g	+7.5 g

Ayrıca uydunun doğal frekanslarının, rezonansa sebebiyet vermemek için, fırlatma aracının doğal frekansından küçük olmaması gerekmektedir. PSLV'nin doğal frekanslarına baktığımızda ana uydular için dikeyde 35 Hz yatayda ise 20 Hz olduğunu görmekteyiz. Fakat bu değerler yardımcı uydular için dikeyde 90 Hz yatayda ise 45 Hz'dir. Güvenli aralıkta kalabilmek için uydunun doğal frekansının 90 Hz'den küçük olmaması gerekmektedir. Bu referans değerleri Çizelge 7.4'te özetlenmiştir [7].

Çizelge 7.4: PSLV roket üzerinden fırlatılacak uyduların temel frekans isterleri.

Temel Frekanslar	Dikey	Yatay
Ana Uydu	≥ 35 Hz	≥ 20 Hz
Yardımcı Uydu	≥ 90 Hz	≥ 45 Hz

Uydular için pek çok adaptör geliştirilmiştir. Konsept uydu için “Poly-Picosatellite Orbital Deployer” kısaca PPOD şeklinde adlandırılan ünite seçilmiştir. Bu adaptörler uyduyu içine sıkıştıracağı ve uydu fırlatma anında adaptörün içinde olacağı için sınır koşullarını belirlemektedir. Uydunun, toplam 8 tane ayağından “basit mesnetlenmiş” bir şekilde adaptöre bağlandığı düşünülmektedir. Şekil 7.12’de bu bağlantı noktaları resmedilmiştir. Ayrıca uydu 4 ana boylamsal köşesindeki raylardan adaptöre sabitlenmiştir.



Şekil 7.12: Konsept uydunun adaptöre bağlandığı noktalar

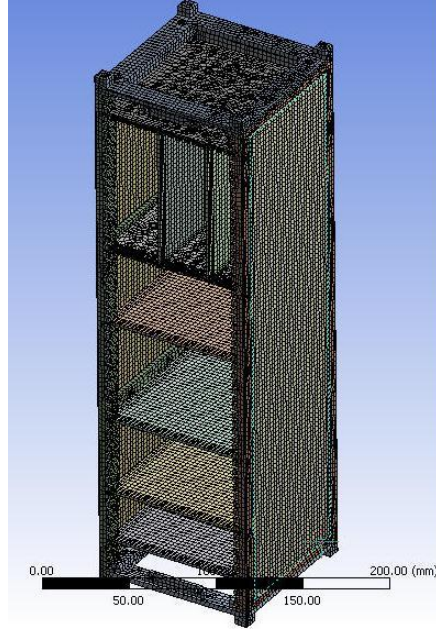
7.3 Analizler

Yapılan modellemeler sonucunda bütün tasarımlar sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak analiz edilmiştir. Bu bölümde yalnızca seçilen üç tasarımdan Konsept 2 yerleşimi ile ilgili analizlerine yer verilecektir.

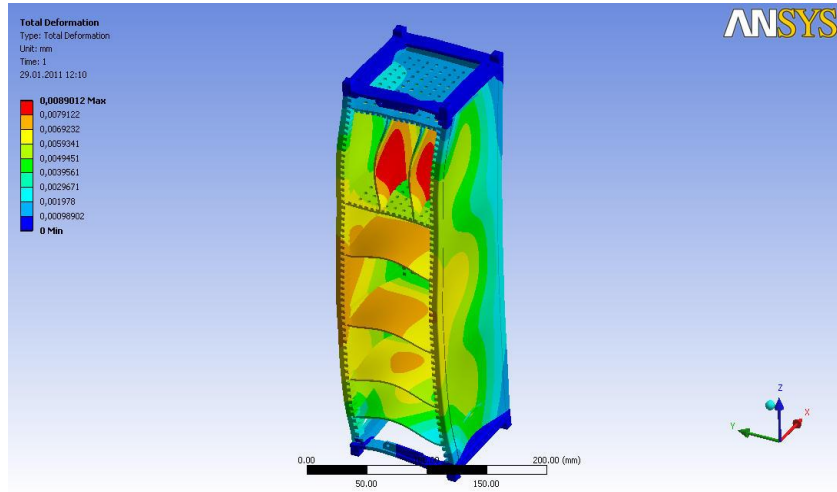
Konsept tasarım sürecinde fırlatma aracına hangi yönde monte edileceği bilinmemektedir. Bu sebepten dolayı uydunun maksimum ivmelenmesi olan 13.75 g uyduya üç ekseninde de etkiyormuş gibi, en kötü senaryo göz önüne alınarak statik analizler yapılmıştır.

Statik ve dinamik analizler için yapı sonlu elemanlar kullanılarak ağırlanmıştır. Ağ'da katı dörtgen elemanlar kullanılmıştır. Ağ yapılırken birbirine temas eden yüzeyler “temas ağları” ile yapılandırılmıştır. Konsept-2 için 360106 düğüm, 68956 eleman kullanılmıştır. Şekil 7.13'te uydu konsepti için ağ yapısı görülmektedir[18].

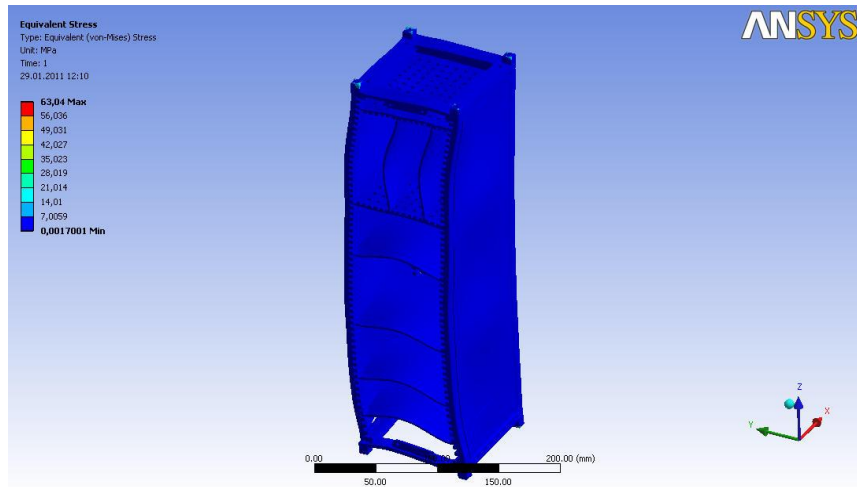
Öncelikle seçilen ilk yapı olan Konsept-2 nin statik analizleri yapılmıştır. Bu analizler sonucunda (Şekil 7.14) maksimum deformasyon 0.009 mm olarak çıkmıştır. Uydunun genel boyutlarına bakarsak bu deformasyon göz ardı edilebilecek seviyededir. Ayrıca gerilme analizi sonucu (Şekil 7.15) maksimum Von Mises gerilmesi 63 MPa çıkmıştır. Alüminyumun akma dayanımı 503 MPa olduğu için bu gerilmenin güvenli aralıkta olduğunu söyleyebiliriz.



Şekil 7.13: Konsept uydu ağ yapısı



Şekil 7.14: Konsept-II maksimum deformasyon.



Şekil 7.15: Konsept-II maksimum von mises gerilmesi.

Konsept-2 için uydunun doğal frekanslarını bulmak için model analiz de yapılmıştır. 0-2000 Hz arasında 31 tane mod çıkmıştır. Bu modlar Çizelge 7.5'te verilmiştir. Ayrıca bu yapının ilk doğal frekansı 216,25 Hz'dir ve bu değer fırlatma aracının doğal frekansı olan 90 Hz üzerinde olduğu için fırlatma aracı ile rezonansa girmeyecektir.

Tezin son bölümünde, benzer bir yapı üzerinde sunulan testler ve test sonuçları da yapılan analizlerin gerçekçiliğini yansıtmaktadır. Titreşim testleri sonucu sistemin kalifikasyon ve kabul seviyesinde istenen statik ve dinamik yüklerin de üzerinde yükleri kaldırabileceği görülmüştür.

Çizelge 7.5: Konsept II için doğal frekanslar.

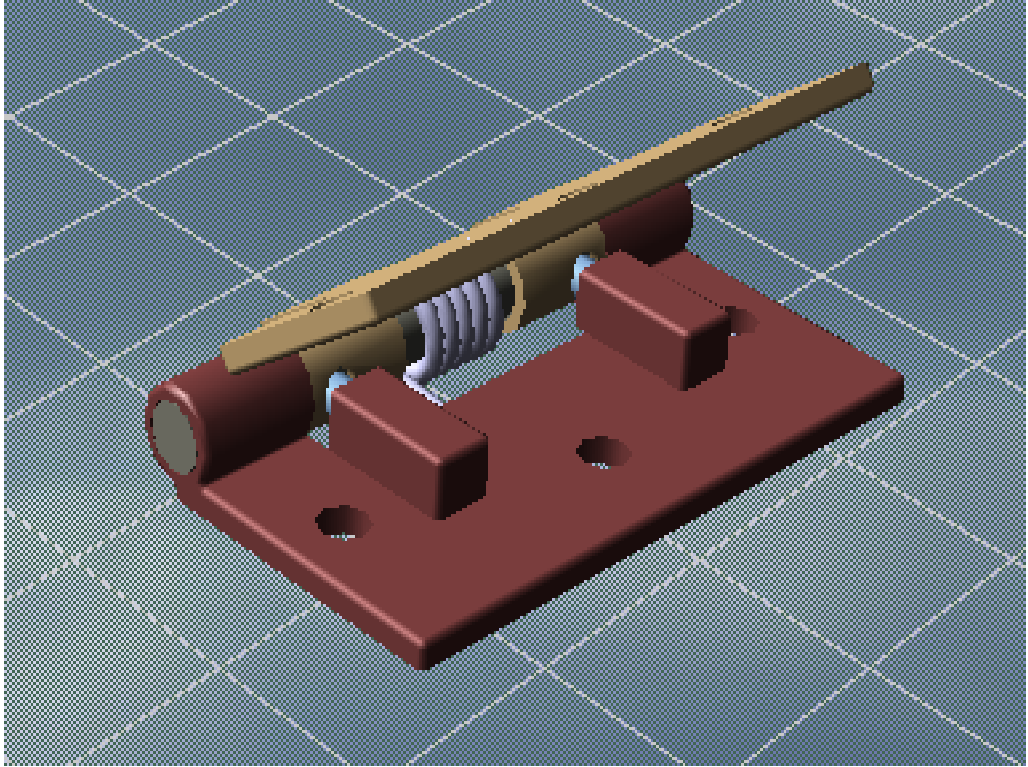
Mode	Doğal Frekanslar (Hz)	Mode	Doğal Frekanslar (Hz)
1	216,25	17	1317,7
2	730,57	18	1331,9
3	769,53	19	1338,1
4	775,01	20	1338,8
5	788,06	21	1359,1
6	802,12	22	1379,8
7	843,02	23	1386,9
8	1086,6	24	1439,4
9	1193,2	25	1538,9
10	1221	26	1596,3
11	1226,3	27	1610,7
12	1239,2	28	1630,7
13	1244,1	29	1807,9
14	1272,7	30	1820,6
15	1276	31	1917,6
16	1293,1		

7.4 Açılabilir Manyetik Boom ve Güneş Paneli Mekanizmaları

Piko/Nano ölçekte uydularda en önemli kısıtlardan biri güçtür. Sınırlı yüzey alanı nedeniyle yüksek verimli güneş hücreleri bile kullanılsa elde edilebilecek toplam güç miktarı kısıtlıdır. Bu nedenlere dayanarak, platforma açılabilir güneş panelleri ekleyerek hem var olan alanın güneş alma açısını geliştirme imkanı sağlanacak, hem de daha da yüksek güç gereksinimi olan görevler için gerekirse paneller açıldığında gövde üzerinde boş kalan alan da güneş hücreleriyle kaplanarak, toplam güç üretimi daha da artırılabilir. Bu vizyon altında açılabilir konfigürasyonlar için yay ve kilit yapılarını bulunduran mekanizmalar çalışılmıştır. Bu mekanizmalar panel açma şeklinde mokap yapıda tam skala olarak gerçek sistem şeklinde birebir

prototiplendirilip kullanılmıştır. Ayrıca aynı mekanizmanın ölçekli hali mühendislik modelinin manyetik alan ölçüm cihazı manyetometreyi uydu manyetik alan bozuntusundan uzaklaştıran bir boom mekanizmasında, kısaca magnetoboom'da, kullanılmıştır. Mühendislik modelinin kompleksitesini azaltmak için model üzerinde buna ek olarak açılabilir panel uygulaması yapılmamıştır.

Magnetoboom ve panel açma mekanizması tasarlanabilmesi amacıyla mevcut mikro ve nano uydular araştırılarak çeşitli hareketli mekanizma sistemleri incelenmiştir. Tasarım hedefi olarak ekonomik, kolay monte edilebilir ve hafif bir tasarım üzerinde karar verilmiştir. Panel açma mekanizması olarak Şekil 7.16'da görülen mekanizma tasarlanmıştır.



Şekil 7.16: Tasarlanan magnetoboom ve panel açma mekanizması.

Şekil 7.16'da gösterilen mekanizma uyduda menteşe sisteminin yapmış olduğu görevi yerine getirecektir. Ancak uzay ortamı dünyadaki ortamdaki çok daha farklı ve uzay ortamındaki şartlar da dünya atmosferindeki şartlardan çok daha zorlu olduğu için böyle bir sistemin tasarlanması ve üretilmesinde malzeme seçimi titizlikle yapılmalıdır.

Şekil 7.17'de tasarlanan açılma mekanizmalarının entegre edildiği prototip model görülmektedir. Uydu üzerinde mokap fiber glass - polykristalin güneş hücre panelleri

taşımaktadır. Mokap güneş paneli uygulaması maliyeti düşürmek amacı ile yapılmıştır. Test içerisinde görülen hızlı açılımlar sonucu olabilecek kaymaları ve ezilmeleri engellemek amacı ile sistem içerisinde mekanizma üst kısımlarına dur metal prizmalar yerleştirilmiştir. Ayrıca istenildiği durumda araya konulabilen sönümleme malzemesi ile çarpma şiddetleri de azaltılabilmektedir.



Şekil 7.17: Üstünde panel açma teknolojisi uygulaması yapılan prototip uydu yapısı

Şekil 7.18’de ise mühendislik yapısı üzerine entegre edilen magnetoboom mekanizması görülmektedir. Görüldüğü gibi güneş paneli açma ile aynı ama boyutlandırılmış mekanizmayı taşımaktadır. Ayrıca mangetoboom için içi boş karbon fiber tüp kullanılmış ve böylece hem kablolama kolaylığı hem de ağırlık düşümü sağlanmıştır. Ayrıca mühendislik yapısının yanlarında kompozit güneş paneli plakaları da görülmektedir.



Şekil 7.18: Mühendislik modeli üstündeki magnetoboom yapısı ve mekanizması.

7.5 Kompozit Güneş ve Gövde Paneli Uygulamaları

Geliştirilen mühendislik modellerinde kompozit güneş panelleri ve yapısal oturtma panelleri uygulanmıştır. Polykristalin güneş hücrelerinin bağlandığı paneller karbon fiber plaka kompozitten yapılmıştır. Bunun dışında gövde üzerine levha ile monte edilen parçalar için karbon fiber ve karbon fiber honeycomb kompozit plakalar kullanılmıştır. Bu iki kompozit yapı hem daha hafif alternatifler sunmuş hemde et kalınlığı azaltılmış ana kolonlardaki yükleri taşıma konusunda yardımcı olmuştur.

Ayrıca gövde köşelerinde kompozit kullanmadığımızdan dolayı çok pahalı yeniden POD ile kalifikasyon testlerine girme zorunluluğu de ortadan kalkmıştır. Bu genel resim içinde uzay ortamı içinde kompozit kullanımı faktörleri ve dikkat edilmesi gereken hususlar aşağıdaki gibidir.

- Uzay Ortamında Kompozit Malzemeler
- Yüksek Vakum
- Morötesi Işımlar
- Termal Döngü
- Nötr Ortam
- Mikro Gök Taşları ve Uzay Çöplükleri
- Testler ve Sonuç

Uzay ortamı altında, iyi bir yapışkanlığa ve benzer termal genleşme katsayısına sahip olan koruyucu kaplama kullanma uygulaması yaygın olarak kullanılan bir konsepttir. Fakat koruyucu kaplamanın kompozit malzemenin işlevselliğini etkilememesi gerekmektedir. CV1144-0, SG120FD ve DC93-500 gibi silikon SiO₂ bazlı koruyucu kaplamaların, AO ya karşı yeterli korumayı sağlayacağı belirlenmiştir ve uzay görevlerinde çoğunluklar kompozit kaplaması olarak kullanılmaktadırlar. Kaplamada SiO₂ kullanıldığında yüzey erozyonu ya da kütle kaybı görünmemektedir. Fakat kaplamanın bozulduğu yerlerde yerel olarak matris (epoxy) erozyonu gözlemlenmektedir.

Ayrıca kapton bantlar termal döngü etkilerini azaltmak ve AO oluşturduğu yüzey bozunmalarını önlemek için de kompozit uygulamalarında kullanılmaktadır.

Yapılan başka bir araştırma da beş ayrı polimer kompozit kullanılarak uzay ortamına uyum testleri yapılmıştır. Bunların arasında karbon fiber LEO koşulları altında en az yüzey bozunmasına sahip olan kompozit olmuştur.

İTÜ pSAT II konsept uydusunun yörüngedeki görevini yaklaşık 2 yılda tamamlaması düşünülmektedir. Kompozit malzemeler üzerine yukarıda belirtilen yüksek vakum, AO, termal döngü, UV ışınlar gibi uzay ortamı etkileri ancak uzun dönemli uzay aracı görevlerinde etkisini yoğun bir şekilde göstermektedir. 2 yıl sürecek İTÜ pSAT II görevinde, uydu yapısında kullanılacak kompozit malzemenin uzay ortamı koşullarından tehlike yaratacak ölçüde etkilenmeyeceği öngörülmektedir. Koruyucu silikon kaplama, kapton bant kullanımı gibi çeşitli önlemler alınarak bu etkileri azaltmak mümkündür.

8. TEST SİSTEMLERİ

Bu bölümde sırası ile proje kapsamı içinde geliştirilen uzay yönelim test cihazı, yazılım tanımlı radyo test sistemi ve mikro-newton itki ölçüm düzeneği detaylandırılmaktadır.

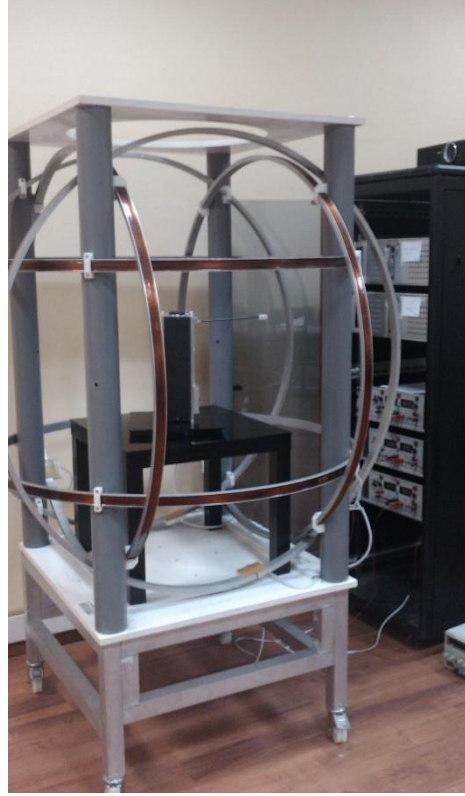
8.1 Uzay Yönelim Test Cihazı

Uzay görevleri gibi ulaşımı güç bölgelerde gerçekleştirilen misyonlarda kullanılan yazılım ve donanımların mümkün oldukça denenmiş olması tercih edilmektedir. Yeni tasarlanan ya da ilk kez üretilen sistemlerin çeşitli şartlar altında test edilerek hataların en aza indirilmesi, uzayda yapılacak bir müdahalenin güçlüğü ile kıyaslandığında, maliyetine rağmen tercih edilmektedir. Bu amaçla, proje kapsamında gerçekleştirilen Yönelim Belirleme ve Kontrol alt sisteminin (YBKS) denenebilmesi için SIL (yazılım destekli benzetim) ve HIL (donanım destekli benzetim) ortamlarının geliştirilmesi bu başlık altında ele alınmaktadır. Geliştirilen sistem iki farklı konfigürasyona sahiptir. İlki 30-50kg civarında mikro uydular için geliştirilen kısmi olarak ağır hava tablası mekanizmasını bulunduran 3 eksen kontrol test sistemin genel görünüşü Şekil 8.1’de verilmiştir.



Şekil 8.1: Mikro uydular için uzay yönelim test sistemi genel görünüşü.

Diğer bir sistem ise nano uydular(1-10kg) için nispeten daha küçük seramik rulmanlar üzerinde dönen bir tabla sistemini bulunduran nano uydu test konfigürasyonudur. Bu da Şekil 8.2’de gösterilmektedir.



Şekil 8.2: Nano uydular için uzay yönelim test sistemi genel görünüş.

8.1.1 Donanım

8.1.1.1 Helmholtz sargı sistemi

Helmholtz sargı bir manyetik alan üreticisidir. Her eksen için ayrı ayrı birbirine paralel olan ve içinde elektrik akımı taşıyan daire şeklindeki sarılmış tellerden oluşmaktadır. Birbirine paralel olan sarımların her ikisinde de aynı yönde akım geçmektedir. Manyetik alanın düzgün dağılımlı olmasını sağlamak amacıyla iki sarım arasında sarımların yarıçapı kadar bir mesafe bulunması gerekmektedir. Çok yakın olursa manyetik alanın büyüklüğü artar, çok uzak olursa manyetik alanın büyüklüğü azalır ve her iki durumda da manyetik alanın tekdüze bir şekilde dağılması kısıtlanmaktadır.

Proje kapsamında alınan Helmholtz sargısı (Şekil 8.3) “BH1300-3-A” modelidir ve 3 eksenli çalışması amacıyla X, Y, Z eksenlerinde olmak üzere 6 adet sarım bulunmaktadır. X eksenindeki 144 dönüş, Y eksenindeki 138, Z eksenindeki ise

132'dir [19]. Farklı olmalarının sebebi ise içi içe geçirilebilmeleri için aynı çapta olmamalarından dolayıdır.

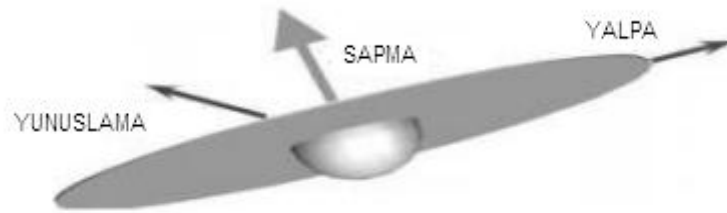


Şekil 8.3: Helmholtz sargı sistemi

Uydu üzerinde çalışan manyetik tork üreticileri yörüngedeki manyetik alanıyla etkileşmektedir.

8.1.1.2 Sürtünmesiz hava tablası

Proje Kapsamında daha büyük boyutlu (30-50kg) uzay araçlarının yönelim belirleme ve kontrol sisteminin benzetimi için sürtünmesiz hava tablası tasarlanıp, üretilmiştir. Bu sistem uzay araçlarını test ederken sürtünmesiz bir ortam ,yani neredeyse serbest tork ortamı sağlar. Bu sayede uzay araçları donanımları sanki uzay ortamında bulunuyormuş gibi oluşturulan yapay uzay ortamında test edilebilmektedir. İdeal küresel hava tablası kazançlı yükün 3 ekseninde zorlanmamış (serbest) dönel hareket yapmasını sağlamaktadır. Bu hareketler Şekil 8.4'te resmedilmiştir.



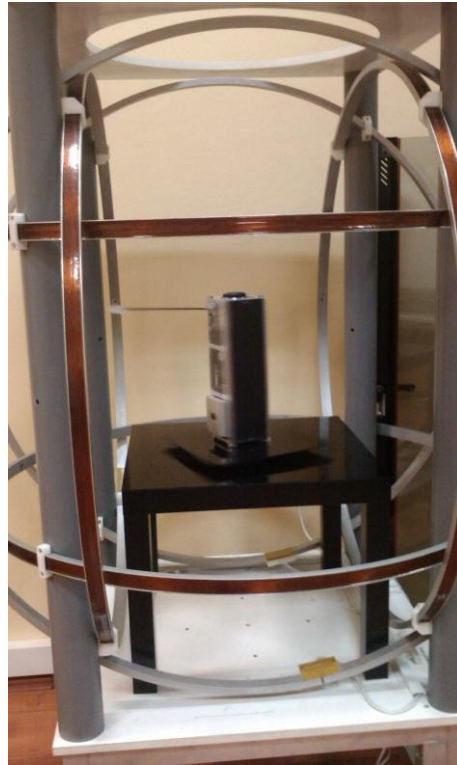
Şekil 8.4: Tabla tipi sürtünmesiz hava rulmanın 3 eksenindeki serbestliği.

Helmholtz sargısı, içine yerleştirilen hava tablası ve proje testlerinde kullanılmak üzere özgün olarak tasarlanan bilgisayar sistemi Şekil 8.2’de görülmektedir. Bilgisayar sistemi ve bu sistem üzerinden sürülen akım üreteçler manyetik alan bobinlerine akım sağlamak ve gerçek zamanda akım miktarı değiştirilebilmektedir. Böylece uzayda herhangi bir yörüngede uydunun göreceği manyetik alan 1-1 benzetilebilmektedir. Ayrıca uydunun yörünge modeli (içerisinde bozuntular ve dış etkilerin de bulunduğu orta hassasiyetli yörünge modeli) STK programı içinde ikincil bir bilgisayar üstünde koşturmaktadır.

Komple sistem ağırlık olarak nano ve daha hafif uydular için uygun olmadığından dolayı nano ve daha hafif uydular için (1-10kg) daha hafif ve döner tabla sistemi entegre edilmiştir.

8.1.1.3 Döner tabla sistemi

Nano boyutlu uyduların yönelim testleri için seramik rulman üzerine konulmuş pleksiglass tabla ve bağlantı sistemlerinden oluşan döner tabla sistemi yapılmıştır. Bu sistem ise entegre edilmiş halde Şekil 8.5’te görülmektedir. Sistem üzerinde sürtünme testleri yapılmamakla beraber entegre mühendislik modelinin saniyede iki dönüşlük hızda sönümlenmesi 60 saniye mertebesinde dir.



Şekil 8.5: Nano uydular için uzay yönelim test sistemi genel görünüşü.

8.1.1.4 Rack bilgisayarları

Rack bilgisayarları temelde masaüstü bilgisayarlardan farksızlardır ancak masaüstü bilgisayarları seçilmemesinin sebepleri vardır. Rack bilgisayarları belirli bir ünite içerisinde tutulmaktadır. Bu ünitenin kendi içinde ayrı soğutma sistemi bulunmaktadır. Bu soğutma sistemi sayesinde rack bilgisayarları daha uzun süre performans düşüşü olmadan çalışabilmektedir.

8.1.1.5 KEPCO bipolar işlemsel güç kaynağı

Bipolar işlemsel güç kaynağı laboratuvar uygulamalarında kullanılmak üzere üretilen bir güç kaynağıdır. Farklı uygulamalar için farklı modifikasyonların yapılmasını sağlayan çok yönlü sistemlerdir. İki farklı biçimde çalışabilmekte olup, bunlardan biri “gerilim” diğeri de “akım” modudur. Bu iki biçim de hem uzaktan hem de ön panelden kontrol edilebilir. Sistemin içinde bulundurduğu kontrol kanalları bipolar limit devreleri ile korunmaktadır. Bu devrelerdeki pozitif veya negatif akım ve gerilim değerleri elle veya uzaktan, anlık bir biçimde kontrol edilebilir.

Bu güç kaynağı dünyanın manyetik alanını gerçeklemek için kullanacağımız olan Helmholtz Sargı Sisteminin güç kaynağı olarak kullanılacaktır. Elimizde bulunan Kepco BOP 100-2DL4886 modelinin özellikleri aşağıdaki gibidir[20].

- Maksimum ± 100 V gerilim
- Maksimum ± 2 A akım
- Band genişliği (Minimum)
- Gerilim modunda 22 Khz
- Akım modunda 15 Khz
- Çıkış ve iniş zamanı (Maksimum)
- Gerilim modunda 18 μ s
- Akım modunda 26 μ s
- Geniş sinyal frekansı cevabı
- Gerilim modunda 17 Khz
- Akım modunda 12 Khz
- Slewing rate
- Gerilim modunda 10 V/ μ s
- Akım modunda 0.15 A/ μ s
- Recovery step load

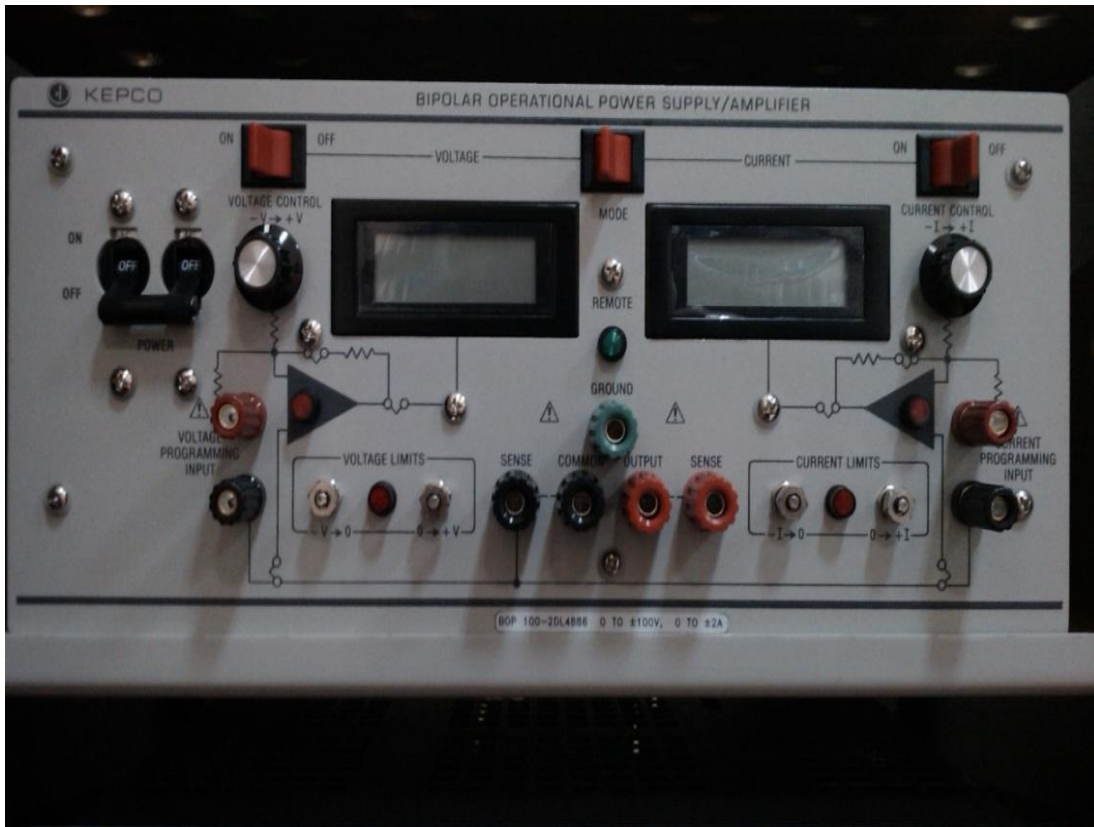
- Gerilim modunda 30 μ s
- Akım modunda 30 μ s

Kullanım

BOP'un hem gerilim hem de akım modu bulunmaktadır. Ön panel üzerinden bağlanan elektriksel yük ile istenilen kontrol yine ön panel üzerinden veya uzaktan sağlanabilmektedir.

Elle kontrol

Şekil 8.6' da gözüktüğü gibi ön panelde gerilim ve akım modlarını değiştirme butonları, akım ve gerilim değerlerini ayarlamak için butonlar, güç açma kapama butonu, yük bağlantı giriş ve çıkışları ve gerilim ve akım limitleri ayarlama girişleri bulunmaktadır.



Şekil 8.6: BOP ön panel görüntüsü

Uzaktan kontrol

BOP'un seri port üzerinden Bit 4886 Digital Interface kartı aracılığıyla uzaktan kontrolü sağlanabilmektedir. BOP'a gelen dijital sinyaller IEEE 488.2 Bus'ı ile SCPI komutlarıyla veya RS232 ile kontrol edilebilmektedir. Bit 4886 kartı dijital data bus'ı ile BOP arasındaki arayüz olarak çalışmaktadır. Entegre sistem bilgisayar raki ile beraber Şekil 8.7'de görülmektedir.

8.1.1.6 Modem

Sistem test düzeneklerinde kablosuz veri aktarımını sağlamak amacı ile AirTies AP-301 Modemi kullanılmaktadır. AP-301 802.11 b/g standartlarına uygun olan 54 Mbps veri iletişim hızına sahip bir kablosuz iletişim cihazıdır. Modem, kablosuz erişim noktası, tekrarlayıcı veya köprü olarak çok fonksiyonlu kullanılabilir.

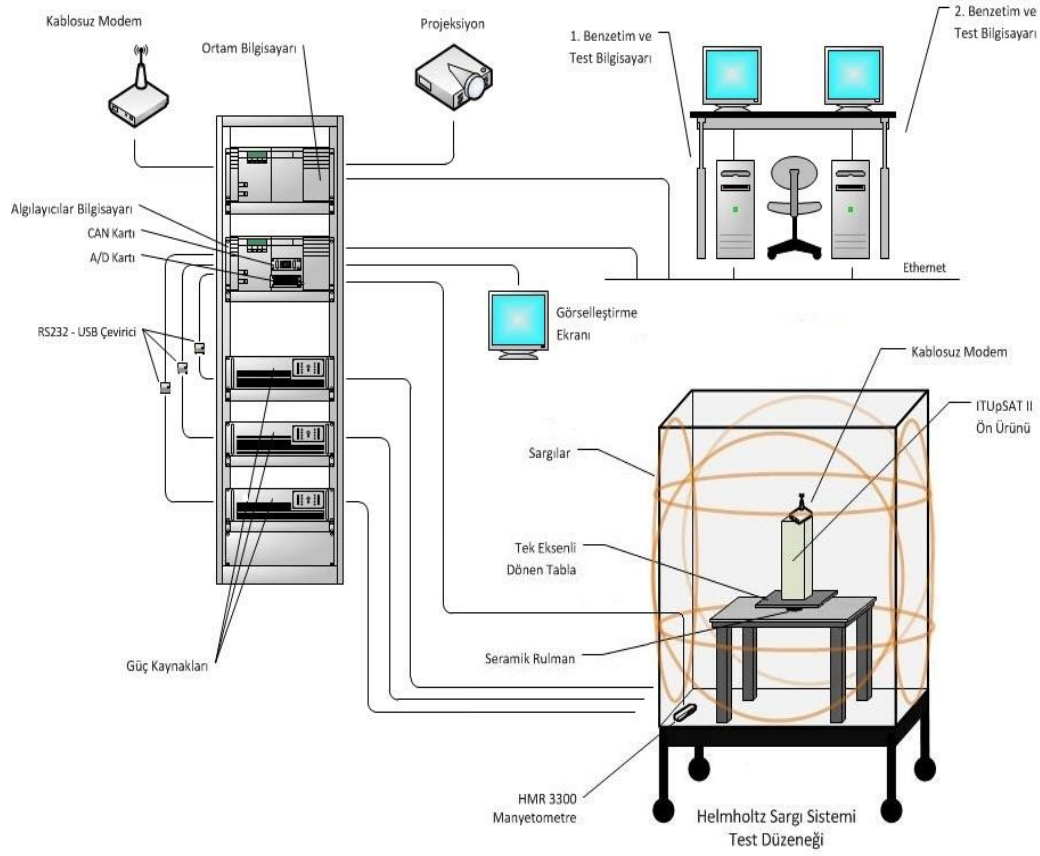


Şekil 8.7: Test sisteminin bilgisayar ve akım sürücü racki.

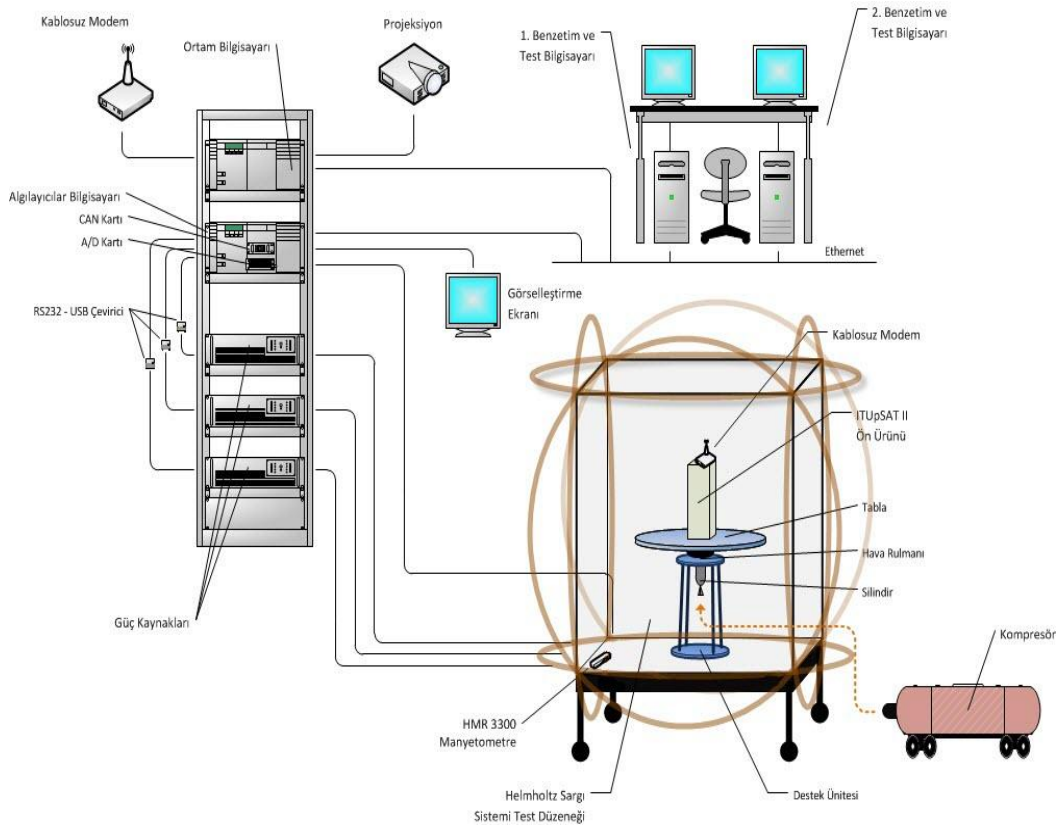
8.1.1.7 Bütünleşmiş donanım

Yukarıda ele alınan bileşenler Şekil 8.8 ve 8.9'daki gibi birleştirildiğinde, çeşitli testlerin gerçekleştirilmesini mümkün kılan eksiksiz bir test düzeneği oluşturulmuş olur.

Diyagramın sağ üst köşesinde görülebilen iki benzetim ve test bilgisayarı, yazılımların geliştirildiği ve denendiği bilgisayarlardır. Yazılımlar denendikten sonra bu iki bilgisayarın ethernet yolu ile bağlı oldukları Rack bilgisayarlarına yazılımlar aktarılır. Bu dört bilgisayar, ücretsiz bir yazılım kullanılarak, tek bir klavye ve fare ile yönetilmektedirler. Sağlıklı bir sistem geliştirme ortamı ve hata ayıklamanın kolaylaşması adına, bu test düzeneği ile farklı test sistemleri geliştirilmektedir (yazılım destekli test sistemi, donanım destekli test sistemi gibi).



Şekil 8.8: Entegre test sistem şematığı – nano uydu konfigürasyonu.



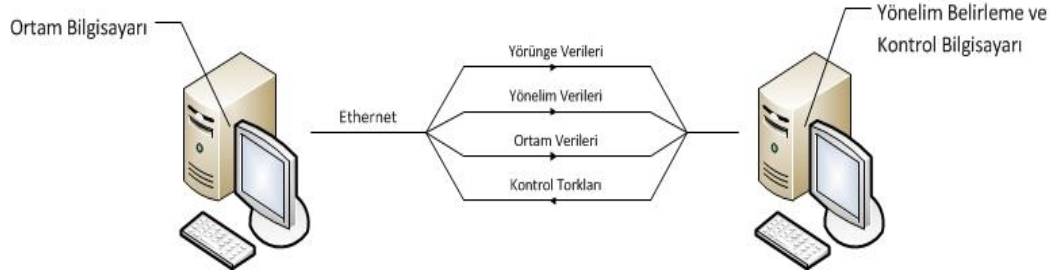
Şekil 8.9: Entegre test sistem şematığı – mikro uydu konfigürasyonu.

Bu farklı test sistemleri ile sistemin farklı yetenekleri sınanmaktadır. Fonksiyonel test biçimleri başlığı altında da bahsedilen bu test sistemlerinin tipine bağlı olarak rack bilgisayarların görevleri değişebilse de, genel olarak şöyle açıklanabilir. Düzenek içerisinde yukarıda kalan rack bilgisayarı, uzay ortamının benzetimini yapmaktadır. Üzerinde bulunan STK 9.0 yazılımı ile yörüngeyi iletmesi, yönelimin iletmesi ve Dünya'nın manyetik alanının benzetimi (SEET modülü de kullanılarak) bu bilgisayarda yapılmaktadır. Bu rack bilgisayarı aynı zamanda, yörünge ve yönelimin görselleştirilmesi için kullanılmaktadır. STK programının güçlü görsel nitelikleri ile yörünge ve yönelimin değişimi bir projektör yardımıyla duvara yansıtılmıştır. Bağlanan kablosuz modem ile Helmholtz sargı sistemi içerisinde bulunmakta olan ön ürün ile iletişim sağlanır. İkinci rack bilgisayarı da test sisteminin yapılandırılmasına göre farklı görevleri gerçekleştirir. Yazılım destekli benzetimde yönelim belirleme ve kontrol algoritmaları bu rack bilgisayarda çalışmaktadır. Uydu üzerine monte edilecek yönelim belirleme ve kontrol kartının bu görevi üstlenmesi durumunda, bu rack bilgisayarda sensör modelleri çalışır. Ayrıca Helmholtz Sargılarını süren güç kaynakları da yine bu bilgisayardan yönetilmektedirler. Birinci rack bilgisayarda, uydunun o anki pozisyonunda göreceği manyetik alan değerleri STK ile hesaplanarak ikinci rack bilgisayarına gönderilir. İkinci rack bilgisayarı da, güç kaynaklarına ilgili manyetik alan değerlerini sağlamak üzere komut verir. Güç kaynakları ile Helmholtz sargıları diyagramda görüldüğü gibi beslenerek, sargıların içerisindeki manyetik alan istenen değerlere çekilir. Aynı zamanda aşağıdaki platformun üzerinde görülen HMR 3300 Manyetik alıcısı ile manyetik alan ölçümleri gerçek zamanlı olarak geri beslenebilmektedir.

8.1.2 Test konfigürasyonları

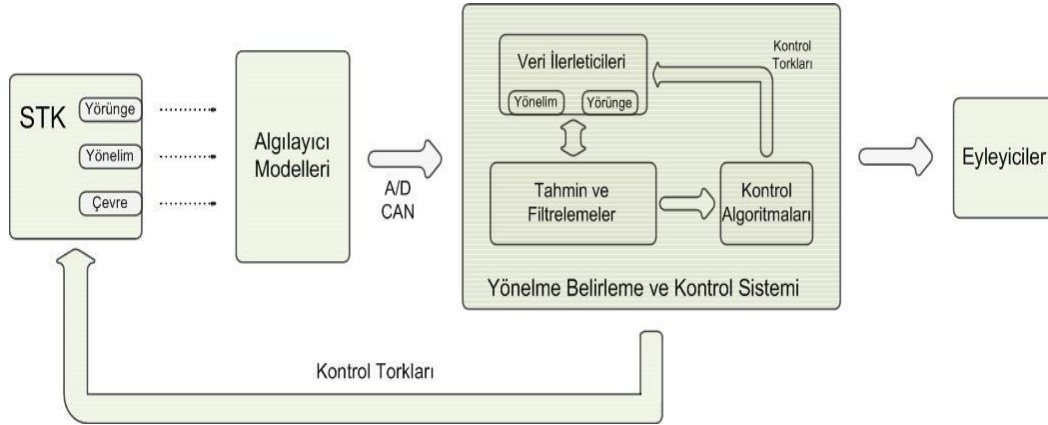
8.1.2.1 Yazılım destekli sistem

Yazılım destekli test sisteminin amacı, yönelim belirleme ve kontrol algoritmalarını denemektir. Bu test sisteminde aralarında veri iletişimi olan iki rack bilgisayarı kullanılmıştır. Şekil 8.10'da da görülen bilgisayarlardan biri uzay ortamını gerçeklemektedir. Diğer bilgisayar ise yönelim belirleme ve kontrol kartının görevini üstlenmektedir.



Şekil 8.10: Yazılım destekli test sistemi.

Daha sonra bu bilgisayarın işlevini tasarlanmış YBKS kartı alacaktır. Ancak donanımdan kaynaklanabilecek hataları da göz önünde bulundurarak adım adım ilerlenmeli ve öncelikle yazılımlar test edilmelidir. İki bilgisayar arasındaki iletişim MATLAB Simulink programının “UDP send” ve “UDP receive” blokları kullanılarak bir ethernet kablosu üzerinden gerçekleştirilmektedir. Öngörülen yörünge parametreleri ile STK da uydunun yörüngesi ve yönelimi, ve uydunun o anki pozisyonuna bağlı Dünya'nın manyetik alan değerleri hesaplanır. Bu veriler gerçek zamanlı olarak YBKS algoritmalarına gönderilir. Bu algoritmanın çıkışı olan kontrol torkları STK'daki yönelim ilerleticisine geri beslenir. Aynı zamanda STK, hesaplanan yönelimin görüntülenmesinde de görsel araç olarak kullanılmaktadır. Çalışma şematığı Şekil 8.11’de verilmiştir.



Şekil 8.11: Yazılım içerisinde test çalışma şematığı.

Rack 1 olarak adlandırılan, uzay ortamını ve dinamikleri gerçekleyen bilgisayar üzerinde STK 9.0 ve MATLAB koşturmaktadır. Connect modülünün kullanılmasıyla, STK'nın hazır arayüzünü kullanmak yerine başka bir yazılımdan STK ya komut göndermek mümkün hale gelir. Böylelikle MATLAB hem YBKS algoritmalarının koştugu hem de STK komutlarının çalıştırıldığı ortam olarak kullanılmaktadır. MATLAB'dan STK komutlarının çalıştırılabilmesi için, STK'nın bulunduğu bilgisayar üzerinde MATLAB'ın 2008b öncesi bir sürümü koşturulmalıdır. Bu iki

programın uyumlu şekilde çalıştırılabilmesi için bir dizi işlem yapılmalıdır. Ekler kısmında yer alan bu işlemler gerçekleştirildiğinde Matlab'dan STK'nın Connect komutları yazılarak STK çalıştırılabilir, Senaryo oluşturulabilir, istenilen yörünge parametrelerine göre bir uydu tanımlanabilir ve test sistemi için gerekli gerçeklik ortamının verileri üretilebilir. STK ya gönderilen komutlar da yine 1. Rack bilgisayarında koşan MATLAB Simulink ortamında “Callbacks” altında, ya da gömülü Matlab fonksiyonları olarak görülebilir.

Rack 2 olarak adlandırılan bilgisayarda, YBKS bilgisayarındaki algoritmalar MATLAB'da koşar. Anlık yörünge, yönelim, Dünyanın manyetik alanı ve benzeri veriler, UDP üzerinden bu bilgisayara aktararak YBKS algoritmalarına beslenir. YBKS'nin çıkışı olan torklar da yine aynı yolla rack 1'e gönderilir ve uydu üzerinde koşacak yazılımlar böylelikle denenmiş olur.

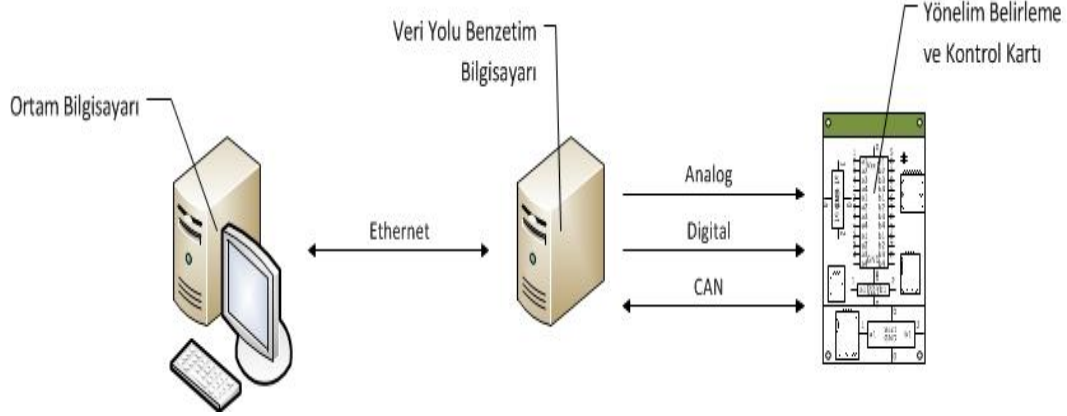
8.1.2.2 Donanım destekli test sistemi

Şekil 8.12'de yapılandırma şeması verilen donanım destekli test sisteminde uydu üzerinde kullanılacak olan yönelim belirleme ve kontrol sistemi kartı test etme hedeflidir. Yazılım destekli test sisteminde YBKS bilgisayarı üzerinde koşturulan kontrol algoritmaları YBKS kartı üzerine gömülmüş ve aynı kontrol algoritmaları veri yolu benzetim bilgisayarı üzerinden gelen algılayıcı verilerini girdi olarak kontrol çıktılarına vermek üzere düzenlenmiştir. Ortam bilgisayarı tıpkı yazılım destekli test sisteminde kullanıldığı gibi uydunun etrafındaki ortamı benzetme işlevini üstlenirken veri yolu benzetim bilgisayarı ise yönelim belirleme ve kontrol sistemi kartına giden algılayıcı verilerini üretmektedir. Bu veriler algılayıcıların kullandığı veri paketleri ve veri yolları(Analog, Dijital ve CAN) ile veri yolu benzetim bilgisayarı üzerinden YBKS kartına gönderilmektedir. Kontrol algoritmalarının çıktısı olan kontrol torkları yine YBKS kartı üzerinde olan ethernet bağlantı noktası ile veri yolu benzetim bilgisayarına oradan da STK veri iletilicilerine gönderilmek üzere Ortam Bilgisayarına gönderilmektedir. Böylece test sistemi döngüsü tamamlanmış olmakta ve YBKS kartının işlevselliği ve performansı test edilmiş olmaktadır.

8.1.2.3 Yazılım ve donanım destekli test sistemi

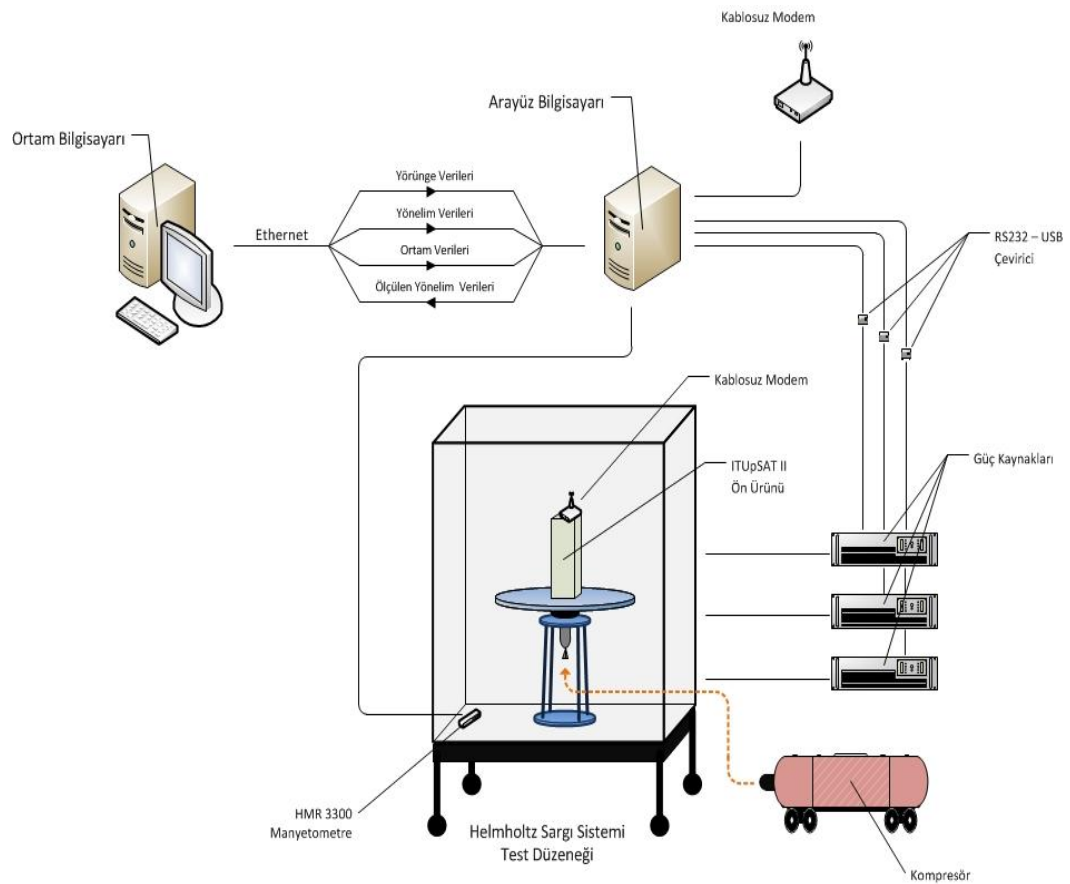
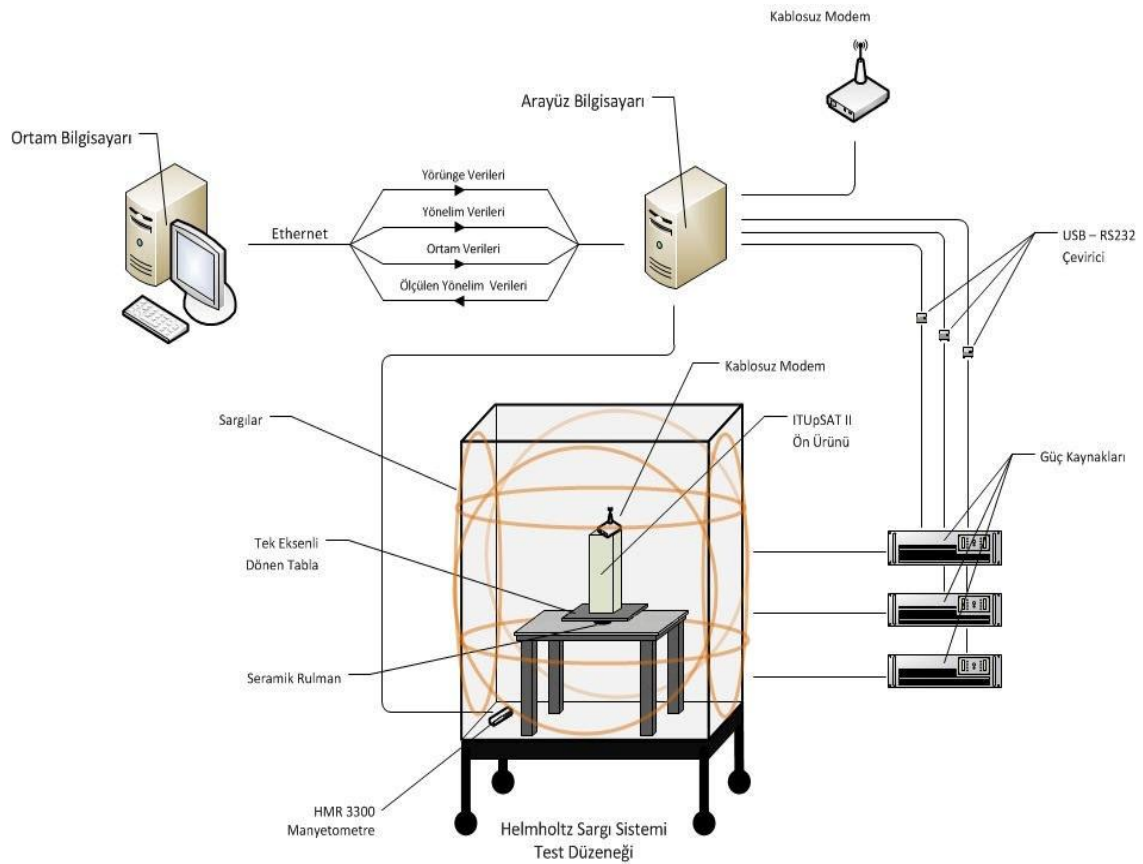
Üçüncü ve son test düzeneği olan yazılım ve donanım destekli test sisteminde yönelim belirleme ve kontrol sistemi tamamen oluşturulmaktadır. YBKS kartı

üzerine algılayıcılar ve eyleyiciler de eklenerek uydunun ön ürününde bulunan YBKS tamamlanmakta ve tüm sistem Helmholtz sargı sisteminde test edilmektedir. Ortam Bilgisayarı tıpkı diğer test düzeneklerinde de olduğu gibi uydunun içerisinde bulunacağı dış ortamın benzetimini gerçekleştirirken daha önceki düzeneklerde farklı görevlerde kullanılan 2. bilgisayar ise bu düzenekte arayüz bilgisayar olarak kullanılmakta ve test sistemini sürmektedir.



Şekil 8.12: Donanım destekli test sistemi fonksiyonel çalışma şeması.

Ortam verileri içerisinde bulunan ve yörünge konumuna göre değişen manyetik alan verilerinin gerçekleşmesi için arayüz bilgisayarının USB çıkışlarına C# dili ile gerçekleştirilen bir uygulama ile Helmholtz sargı sistemini sürmek için gerekli akım verileri gönderilmektedir. 3 USB çıkışı her ekseninde bulunan 2 adet bobini sürecektir. Güç kaynaklarına USB - RS232 çeviriciler ile bağlanmaktadır. Seri veri yolundan alınan akım verilerine göre çıkışına istenen akımı gönderen güç kaynakları ile Helmholtz Sargı Sistemindeki bobinler sürülmekte ve Ortam Bilgisayarı ile belirlenen manyetik alan gerçekleştirilmektedir. Sistemin kalibrasyonu HMR 3300 manyetometresi ile sağlanmakta ve ölçülen veriler arayüz bilgisayarına gönderilmektedir. Uydunun ön ürününde bulunan yönelim belirleme ve kontrol sistemi ile oluşturulan manyetik alan ölçülmekte ve yönelimin belirlenmesi ile kontrol algoritmalarının koşulları sağlanmaktadır. YBKS üzerinde bulunan algılayıcılar ile belirlenen yönelim, yine YBKS kartının üzerinde bulunan ethernet bağlantı noktası ile kablosuz modemler üzerinden arayüz bilgisayarına buradan da Ortam Bilgisayarına görselleştirilmek üzere iletilmektedir. Bu test düzeneği ile tüm yönelim belirleme ve kontrol sisteminin işlevselliği ve performansının ölçülmesi sağlanmaktadır. Bu sistemin nano ve mikro uydu konfigürasyonu için çalışma ve bağlantı şeması Şekil 8.13 ve Şekil 8.14'te görülmektedir.



8.2 Yazılım tanımlı radyo sistem uygulaması

Proje kapsamında yapılan çalışmalarda uydu ve yer istasyonu iletişimi farklı frekanslarda ve modülasyon teknikleri ile olmaktadır. Bu durumda her seferinde yeni yazılım ve teknikler geliştirmek yerine tek bir ünite ile yer istasyonu testlerinin yapılması hedeflenmiştir. Bu kapsamda yazılım tanımlı bir radyo sistemi oluşturulmuştur.

8.2.1 Yazılım tanımlı radyo (software defined radio)

Yazılım tanımlı radyo, bazı ya da tüm fiziksel fonksiyonlarının yazılım ile tanımlandığı bir radyodur. Radyonun çalışma özellikleri belirli limitler içerisinde mekanik bir değişiklik yapılmadan yazılım ile organize edilebilmekte ve yine yazılımla devrelerde belirli bloklar aktif veya pasif hale getirilerek istenilen amaca uygun bir radyo alıcı/vericisi elde edilebilmektedir. Bu kavramın en temel amacı ihtiyaca göre belirlenen ve çeşitli amaçlar için kullanılan radyo sinyallerini herhangi bir donanım değişikliği ve yüksek maliyetlere maruz kalmadan yalnızca PC gibi genel amaçlı bir bilgisayar sistemi üzerinden yazılım değişiklikleri ile iletebilecek veya alabilecek bir radyo ile elde etmektir.

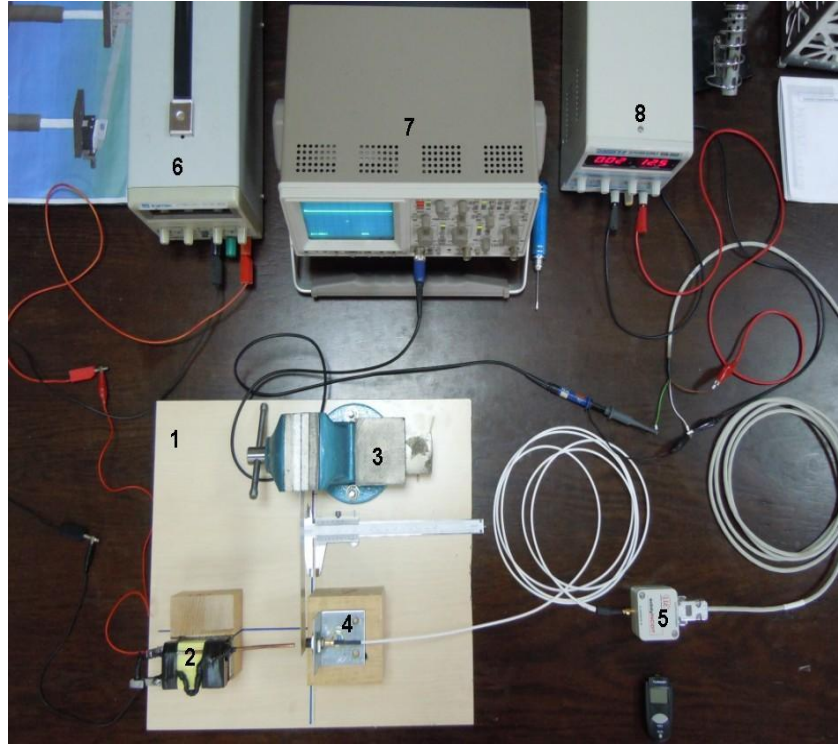
8.2.2 Universal software radio peripheral (USRP)

USRP, Ettus Research LLC - National Instruments tarafından üretilen ve bilgisayara bağlanarak yazılım tanımlı radyo ortamı oluşturan bir ürün ailesidir. Yazılım tanımlı radyo ortamı için ucuz ve kullanımı kolay bir sistem oluşturmaya yarayan bu ürün ailesi bilgisayar ortamına gigabit ethernet veya yüksek hızlı USB ile bağlanmaktadır. Bu bağlantı yolu ile programlanması sağlanan ürün istenen radyo sinyallerini programlanan modülasyonlar ile alabilme veya iletebilme olanağı sağlamaktadır. Cihaz birçok amaca hizmet edebilmek amacı ile esnek bir tasarıma sahip olup içerisinde bir ana kart ve bu ana karta bağlanan ve işlevsel özellikler taşıyan çeşitli kartlar ailesinden oluşmaktadır. Ayrıca kullanıcılar isterler ise kendi gereksinimleri için kendi özgün ana kartlarını üreterek farklı çalışma koşulları sağlayabilmektedirler. Bu amaçla devre kartı taslakları USRP ailesi için açık kaynak olarak sunulmaktadır. [21,22]

Sistemin gigabit ethernet kullanması nedeni ile cihaz bilgisayara bağlanırken ethernet anahtarı kullanılmaktadır. 10/100 megabit ethernet erişimi sağlayan bilgisayar ile bağlantı kurmak için bu dönüştürücüye gerek duyulmaktadır.

8.3 Mikro-Newton İtke Ölçüm Cihazı

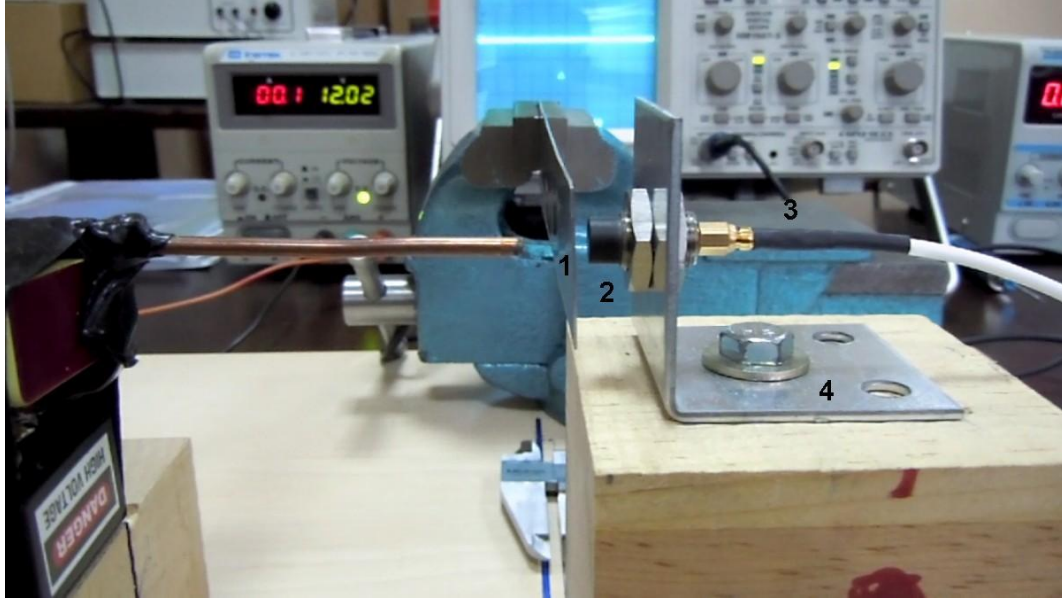
Proje kapsamında geliştirilen uPPT (mikro pals plazma itki sistemi)'nin itke değerlerinin ölçümü için eddy-current bazlı bir ölçüm sistemi kurulmuştur. Geliştirilen test ve ölçüm sistemi içinde (Şekil 8.15).



Şekil 8.15: Micro-newton dinamik itke ölçüm sistemi.

- 1) İtke ölçüm tablası
- 2) μ PPT
- 3) Mengene
- 4) Sensör tutucu
- 5) Kontrolör
- 6) Güç Kaynağı
- 7) Osiloskop
- 8) İkincil güç kaynağı

ve bilgisayara bağlı bir veri toplama kartını bulundurmaktadır. Değişik bir açıdan görünümü Şekil 8.16'da görülmektedir.



Şekil 8.16: Micro-newton itki ölçüm cihazı.

Burada

1. Deplasmana uğrayan alüminyum levha
2. Sensör kafası
3. Sensör kablosu
4. Bağlantı elemanıdır.

Ölçüm temel prensip olarak itki seviyesine bağlı olarak levhada görülen maksimum deplasman ve buna bağlı olarak eddy-current cihazından okunan voltaj seviyesi arasındaki korelasyona dayanmaktadır. Sistem ağırlıklar ve deplasman (ve doğal olarak itki seviyesine) bağlı olarak sensörün kalibrasyon cihazı ile birlikte kalibre edilmiştir

9. TEST PLANI SÜRECİ VE SONUÇLARI

Herhangi bir deneysel uydunun test işlemleri iki kısma ayrılmaktadır. Bunlar mühendislik modeli testleri ve uçuş modeli testleri . Uçuş modeli, uydunun donanım ve yazılım olarak son yapılandırılmaları ve bütünleştirmelerini içermektedir. Uçuş modelinde, mühendislik modelinden farklı olarak yazılım fırlatma öncesi güncellenebilmektedir. Mühendislik modeli uzaya fırlatılmayacak parçalardan oluşmaktadır ancak bahsedildiği gibi uçuş modeliyle özdeştir. Tipik deneysel uydular için yapılan temel test planı Çizelge 9.1’de görülmektedir[23]

Çizelge 9.1: Uydular için standart mühendislik ve uçuş modeli test matrisi

	Titreşim Testi (Kabul Seviyesi)	Titreşim Testi (Yeterlilik Seviyesi)	Vakum	Termal Çevrim
Mühendislik Modeli	X	X		
Uçuş Modeli	X		X	X

Kabul seviyesi testlerinde amaç; uyumu göstermek ve normal incelemelerle belirlenemeyecek olan üretim hatalarını, işçilik hatalarını, hata başlangıçlarını ve diğer performans sorunlarını belirlemektir. Kabul seviyesi testleri uçuş sırasında beklenen seviyeleri geçmeyen çevresel yükler altında uygulanmıştır. Yeterlilik (Kalifikasyon) seviyesi testlerinde amaç, uçuş sırasında çevre koşullarına karşı uzay aracının tatmin edici şekilde çalışmasını garanti etmektir. Buna ek olarak uçuş sırasında çevresel yüklerin, yeterlilik testi seviyelerini aşmadığını temin etmek adına bir güvenlik katsayısı kullanılmalıdır [24].

Görüldüğü gibi mühendislik modelleri gerçek manada vakum ve termal çevrimlere sokulmamaktadır. Bununla beraber, test öncesi proje grubu olarak öngörümüz halihazırda geliştirdiğimiz özellikle bilgisayar, yapı ve elektronik sistemlerin üretiminde

- fırlatmaya ve uzaya (vakum ve ısı yüklemeler) dayanıklı elektronik ve malzeme seçimi (-40-+85C) ve

- fırlatmaya ve uzaya uygun tasarım prensipleri
- ısıl yükleme testleri (laboratuvar içinde özel bir çaba sarf etmeden no-frost buzdolabı ve PCB fırınına sokularak yapılan 1 saatlik -20 ve +50C dayanım testleri)

uygulandığından şu ana kadar üretilen sistemlerin çoğunun nihai uçuş modeli kalitesinde olduğuydu (ki keza bir yapısal parça dışında bu öngörü doğru çıkmıştır). Bundan dolayı mühendislik ve uçuş modeli testlerinin tamamı yapılmıştır. Ayrıca işçiliğin kontrol edilmesi için İTÜ pSAT II'nin mühendislik modelinin(MM) en üst seviyede yani yeterlilik (kalifikasyon seviyesinde) titreşim testleri yerine getirilmiştir.

Uydu üzerinde yapılan çevresel testlerinde, varsayılan fırlatma aracı tarafından (PSLV) kabul edilen standart yeterlilik (kalifikasyon) değerleri (ki bazı testlerde bunun da üstünde olmuştur) alınmıştır. Bu testler sırası ile

- Titreşim Testleri
- Vakum Testi
- Termal Çevrim Testi

kapsamaktadır. Bu test çevrimi sırasında herhangi bir yerde temel görsel ve fonksiyonel kontrolde (sistemlerin çalışıp çalışmadığına dair yapılan güç verme ve veri alış-veriş testi) problem olduğunda tüm testler durdurulmuştur. Sistem üzerinde modifikasyonlar yapılarak, en baştan sistem testlere sokulmuştur.

Çevresel testlerin öncesinde ve sonrasında yapılan fonksiyonel test ise faydalı yük ünitesine programlanan fotoğraf çek komutu sonucu elde edilen verilerin (fotoğrafların) hem gerçekte hafıza ünitesinde olup olmadığı kontrol edilmiş, hem de resim kalitesi olarak karşılaştırılmasıdır.

Bu testin temel amacı ise temel bus ve faydalı yük sisteminin çevresel testlerden sonra misyonu yapıp yapamayacağını ve alınan verinin kalitesinde herhangi ciddi düşme olup olmadığını anlamaktır.

Bunun dışında fonksiyonel testlerde, ek ve projenin yan bir amacı olarak, radyasyon sonucu oluşabilecek tekil olay bozuntularına karşı tasarımda yapılan donanım ve yazılım yedeklemelerinin verifikasyonu yapılmıştır. Burada veriler ve komutlar ADCS ve OBC bilgisayar sistemlerinin bellek ünitelerinde yedekli olarak toplanmış ve karşılaştırılmıştır.

Testlere sokulan mühendislik modeli Şekil 9.1’de görülmektedir. Bu modelde

- a) kamera yüzeyi dışında tüm yüzeylere karbon-fiber paneller yerleştirilmiştir,
- b) testler için bir manası bulunmayan sadece deneme amaçlı magnetoboom, mokap güneş paneli çıkartılmıştır.
- c) ısı kritik kamera ve benzeri komponentler arasına 1200C ısı dayanımlı ve hafif karbon elyaf yalıtım yapılmıştır.
- d) kritik bağlantılar vakumda düşük miktarda gaz çıkartan epoksi ile yapıştırılmıştır.



Şekil 9.1: Genişletilmiş kalifikasyon testlerine giren mühendislik modeli.

Mühendislik Modeli testler sırasında yapılan modifikasyonlardan önce başlangıç ağırlığı olarak 1975,0 gram olarak testlere girmiştir. Fırlatma için üst ağırlık bütçemizin 4000 gram olduğu göz önüne alındığında, uydumuzda yer, güç ve veri sağlayacağımız diğer kurumlara ait,

- a) Dış kurum ek faydalı yük,
- b) Dış kurum ek faydalı yüke ait iletişim ünitesi

ve uçuş modeline takılacak pahalı ve gerçek güneş panelleri ve magnetoboom mekanizmalar için toplam 2025 gram ağırlık bütçesi kaldığı görülmektedir. Bu durumda üretilen mühendislik modeli faydalı yük ağırlığı ve sistem bütçesi ağırlığı arasındaki fark hem pozitif (yani ek bütçe sağlanabiliyor) hem de toplam ağırlığa oranı %5’in altında yer almıştır.

Testler sırasında yapılan modifikasyonlar sonucunda modelde yaklaşık 100 gramlık bir artış olmuştur. Final olarak Mühendislik modelin sunabildiği faydalı yük ağırlığı ve orijinal sistem bütçesi ağırlığı arasındaki fark 50 gram civarındadır ve bu farkın toplam ağırlığa oranı %5'in altında kalmıştır.

Buna ek olarak, vakum testleri sırasında, kapalı kalmış gazların vakum ortamında salınımından dolayı uydu toplam ağırlığından yaklaşık 0.5 gram kaybetmiştir. Bu da kabul edilen maksimum seviye olan binde bir seviyesinin 4 kat altındadır.

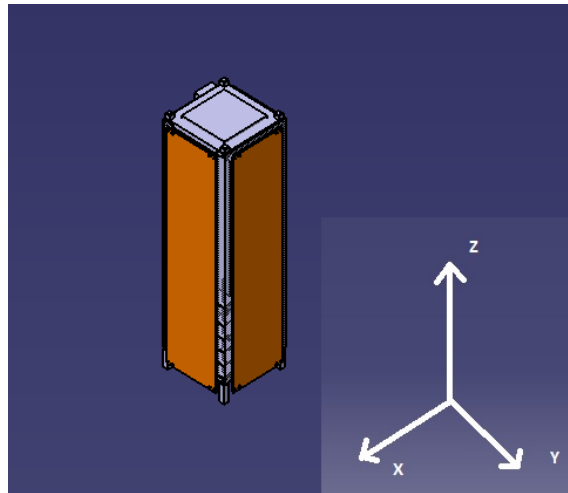
Bundan sonraki bölümlerde yapılan çevresel testler, yaşanan problemler, yapılan çözümler, nihai test sonuçları ve çevresel test öncesi ve sonrası yapılan fonksiyonel testlerde elde edilen fotoğraflar ve yedekli fotoğraflar sunulmaktadır.

Yapılan testler sonucunda, proje kapsamında geliştirilen mühendislik modelleri kalifiye ve kabul seviyelerini geçmiştir.

9.1 Titreşim Testleri ve Sonuçları

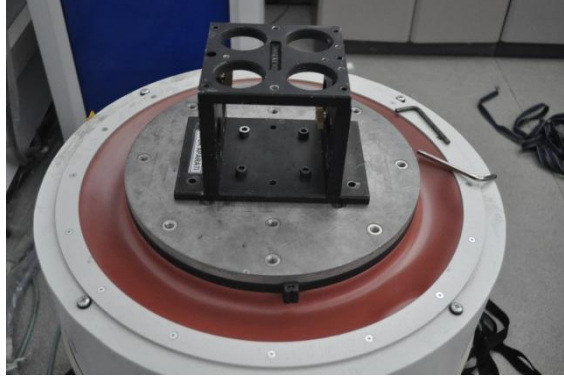
Titreşim testleri yapılırken belirtilen seviyelerden yeterlilik seviyesi bizim için gerekli şart olmaktadır. Test sonuçlarını değerlendirirken yeterlilik seviyesine göre uydunun testleri geçip geçmediği incelenmiştir.

Titreşim testleri yapılmadan önce İTÜ pSAT II ye uygulanan yük seviyelerini gözlemlemek için ivmeölçer kullanılmıştır. Bu amaçla ara eleman üzerine konumlandırılmış olan bir adet 3eksenli ivmeölçer bulunmaktadır. Titreşim testleri yapılırken eksen takımlarına dikkat edilmiş ve uydunun eksen takımı Şekil 9.2' de olduğu gibi referans alınmıştır.



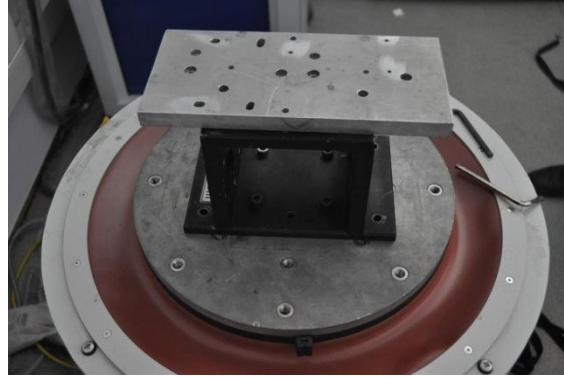
Şekil 9.2: Uydu eksen takımı.

Titreşim testlerinin yapımı aşamasında öncelikle test cihazının üstüne uydunun bağlanabilmesini kolaylaştıran aparat takılmıştır (Şekil 9.3).



Şekil 9.3: Titreşim test bağlantı aparatı 1.

Ardından uydunun monte edilebilmesi için bağlantı plakası monte edilmiştir (Şekil 9.4).



Şekil 9.4: Titreşim test bağlantı aparatı 2.

Son olarak uydunun bağlantıları standart kayış sistem yardımıyla 2. aparata düzgün bir şekilde yapılmıştır (Şekil 9.5).



Şekil 9.5: Titreşim testleri için uydunun y ekseninde monte edilmiş test hali

Titreşim testleri de kendi içerisinde belli bir mantık dizini sırayla yapılmıştır :

- Quasi-Statik Yük Testi,

- Şok Testi,
- Rezonans Etüdü,
- Sinüs Titreşimi Testi,
- Rastgele Titreşim Testi şeklindedir.

Titreşim testleri sonrasında uydunun fonksiyonel ve görsel taramaları yapılmıştır. Sistemde yapısal ve çalışma problemi görülmediği zaman bir sonraki teste geçilmiştir.

9.1.1 Quasi-Statik yük testleri

Testlerden en basit olan bu yük testlerinde, fırlatma sırasında gelebilecek maksimum ivme yüklerini simüle etmek amacı ile uydunun her eksenine teker teker ağırlığının 20 katı ağırlık (40kg) 1 saat boyunca konulmuş ve uydu yapısında bir bozulma, esneme ve kırılma olup olmadığı gözlenmiştir. 20g seviyesi, PSLV için kabul edilebilecek en büyük 13,5g'lik kalifikasyon test seviyesinin de üstündedir. Her ekseninde yapılan test sonrası sistemde hiçbir şekilde bir esneme kırılma görülmemiştir.

9.1.2 Şok testleri

Şok testinde amaç kalifikasyon seviyesi, 10ms süresince 50g genlikli yaklaşık yarı sinüs bir darbe gönderilip uyduda herhangi bir yapısal veya fonksiyonel bozulma olup olmadığının gözlemlenmesidir. Bu test hem yanal eksen hem de uzunlamasına ekseninde yapılmaktadır.

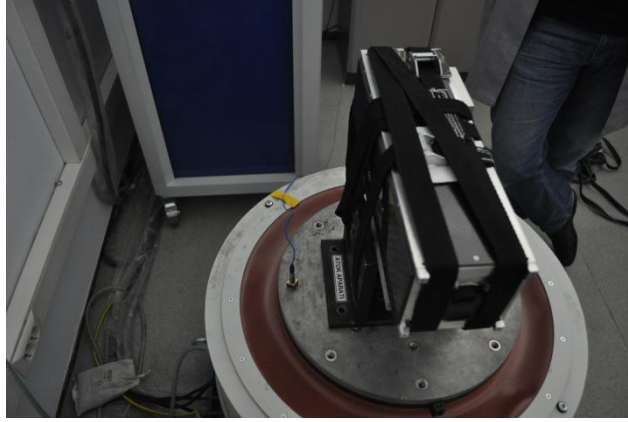
Kullanılan titreşim cihazı şok testini yaparken 3 ayrı vuruş yapmaktadır. Bunlardan ilk ikisi kendini kalibre etmek amaçlı, son vuruş ise istenilen genlikteki vuruş olmaktadır.

9.1.2.1 Yanal eksen

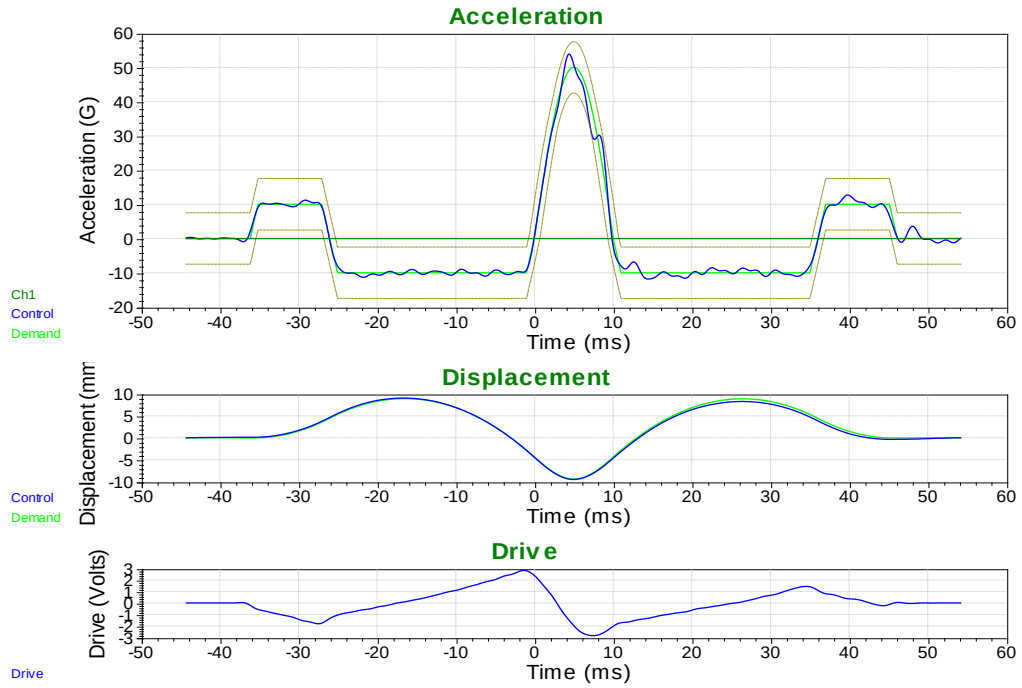
Uyduya yanal eksenindeki konumunda ivmeölçer bağlandıktan sonra (Şekil 9.6) 10ms süresince 50g genlikli yaklaşık yarı sinüs bir darbe gönderilip uydunun görsel taraması yapılmıştır.

Cihaza girdiğimiz veriler ile ivmeölçer vasıtasıyla aldığımız verilerin karşılaştırıldığı sonuçlar Şekil 9.7'de görülmektedir. Cihaza girdi olarak 50g verilmiş olmasına rağmen cihaz 53g'ye kadar çıkmıştır. Burada not edilmesi gereken husus, bundan

sonra gösterilecek test sonuçlarının hepsi orijinal test sisteminin çıktısı olup, üzerinde ek bir işlem yapılmamıştır. Bundan dolayı çıktılarda görülen yazılar İngilizcedir.



Şekil 9.6: Uydunun yanal eksenindeki bağlantı şekli



Şekil 9.7: X-Y eksenlerinde yapılan şok testin sonucu.

Bu testin ardından uyduda bir bozulma olup olmadığına bakılması amacıyla uydu gövdesi açılmıştır. Elektronik devreler arasında kullanılan fenolik bağlantı elemanlarından çıkmalar ve bazı vida yerlerinde de kırılmalar gözlenmiştir (Şekil 9.8). Buradaki zorlanma etkisi kesme zorlanması olmuştur. Basma veya çekme gerilmeleri problem oluşturmamıştır.

YBKS bloğunun bulunduğu kısımdaki fenolik bağlantılar test öncesi epoksi ile yapıştırılmasının unutulduğu anlaşılmıştır. Yekpare tek blok halinde çıkan bu ünite yeniden sıkılarak epoksi ile yapıştırılmıştır. Diğer elektronik blokta ise epoksi

yetersiz kaldığından, özel bir metal ayraç seti tasarlanıp, üretilmiştir. Takılan bu metal ayraçlar ile sistem güçlendirilmiştir (Şekil 9.9).



Şekil 9.8: Şok testi sonrası uydunun zarar gören kısımları.

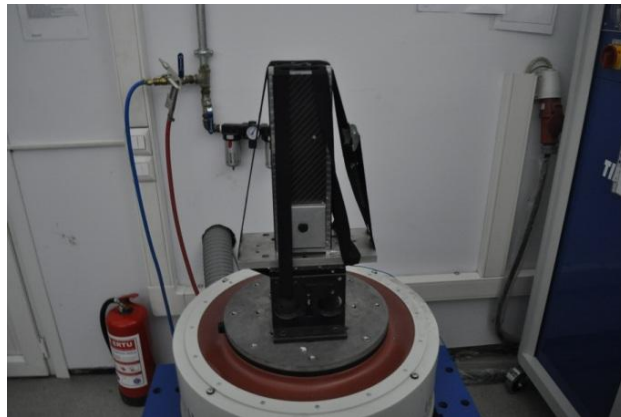


Şekil 9.9: Şok testi sonrası yapılan değişiklikler.

Yapılan iyileştirmeler sonrasında yatay eksenlerdeki test tekrarlanmıştır ve bir deformasyon olmadığı görülmüştür. Yanal eksenlerde yapılan şok testinden İTÜ pSAT II geçmiştir.

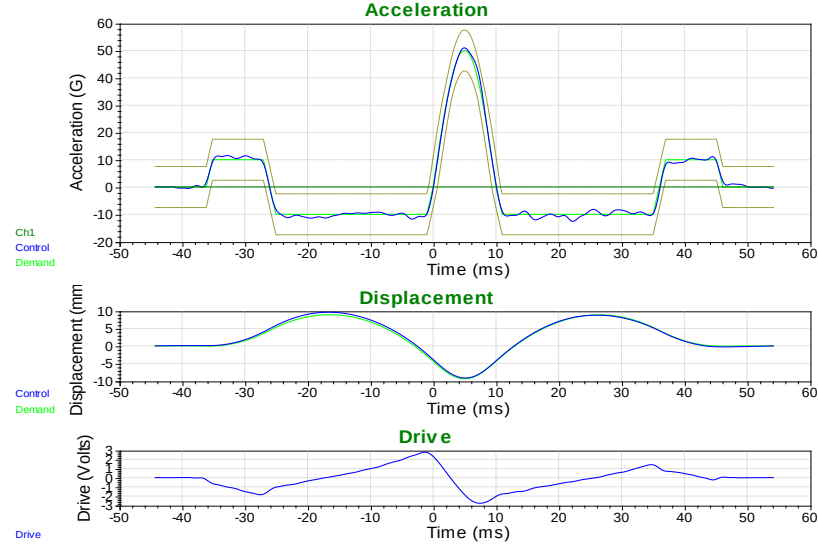
9.1.2.2 Uzunlamasına eksen

Uzunlamasına eksenlerde de aynı şekilde 10 ms süresince 50g genlikli darbe vurulmuştur (Şekil 9.10). Bu sefer test sırasında darbe genliği 50.96 g olarak ölçülmüştür (Şekil 9.11).



Şekil 9.10: Uzunlamasına eksende itü psat II'nin bağlanma şekli.

Uzunlamasına eksenindeki şok testin sonrasında uyduda herhangi yapısal bir problem olmadığı ve hala çalıştığı gözlenmiştir. Sonuç olarak İTÜ pSAT II bu testten geçmiştir.



Şekil 9.11: Z ekseninde yapılan şok testi sonucu.

9.1.3 Rezonans etüdü

Rezonans etüdüde İTÜ pSAT II'ye belirli frekans aralığında titreşim verilerek rezonansa girdiği bölge (doğal frekansları) belirlenmeye çalışılmıştır. PSLV fırlatma aracı için kalifikasyon doğal frekansların uzunlamasına 90Hz, yanal olarak da 45Hz üzeri olması gerekmektedir.

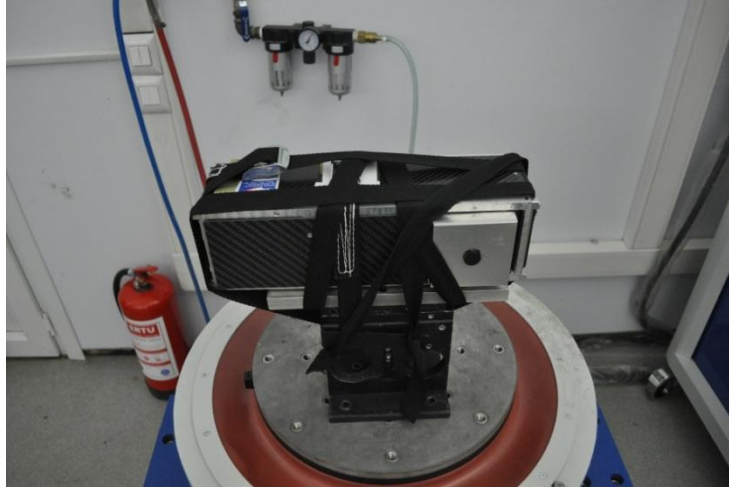
Örnek alınan PSLV fırlatma aracı verilerine göre sisteme uygulanması gereken girdiler aşağıdaki gibi olmalıdır (Çizelge 9.2). Ancak titreşim cihazının verebildiği en küçük genlik 1g olduğundan sisteme 1g verilmiştir. Bu bir dezavantaj olması yerine avantaj olarak daha hassas bir belirleme yapılmış uydunun yeterliliğinin daha yüksek olduğu görülmüştür.

Çizelge 9.2: Rezonans etüdü girdileri.

Rezonans Etüdü Girdileri	
Tür	Harmonik
Genlik(g)	0.2
Frekans Aralığı(Hz)	5—2000
Yön	X,Y,Z
Süpürme Hızı(oct/dak)	2

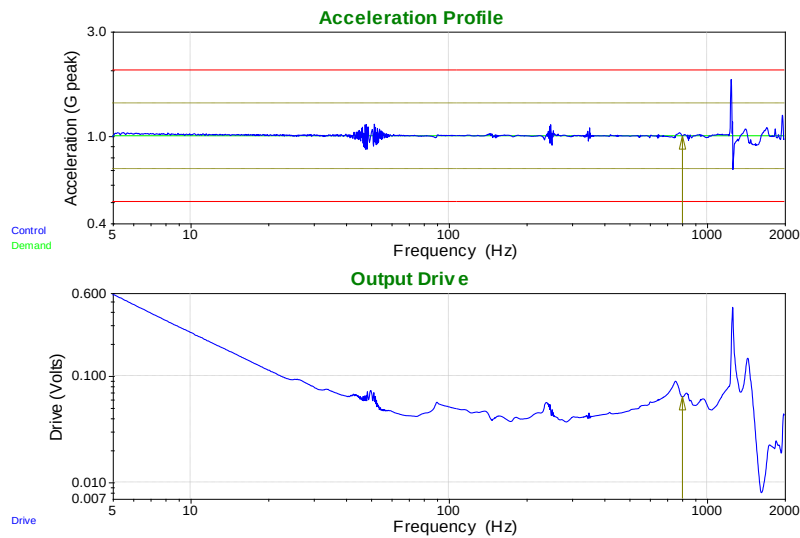
9.1.3.1 X eksen

Uydu Şekil 9.12'deki gibi bağlanarak rezonans etüdü için gerekli girdiler girilerek teste sokulmuştur. İlk yanal eksen de yapılan bu testte yaklaşık 70 Hz'de, 100Hz'de düşük frekans modları ve baskın olarak 200-400Hz arası birincil modlar gözükmemektedir.



Şekil 9.12: X eksen rezonans etüdü için yapılan bağlantı.

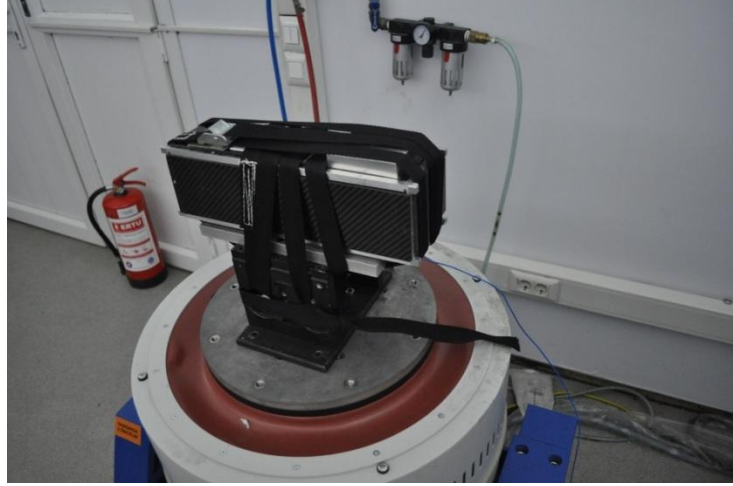
Bununla beraber sistemin gerçek rezonansa girdiği bölge 1300-1400Hz civarında gözükmemektedir (Şekil 9.13). Test mühendisi tarafından not edilen fiziksel faktör görülen düşük frekans modlarının, diğer kurumsal testlerde de aynen görülen, titreşim makinasının üstüne aparat takılmış halde biraz kaymış doğal frekanslarına karşılık geldiğidir. Bütün bu mod verisi altında sistem modları 45Hz'in üstünde olduğu not edilmiş ve bu eksen kalifikasyonu geçmiştir.



Şekil 9.13: X eksen rezonans etüdü sonuçları.

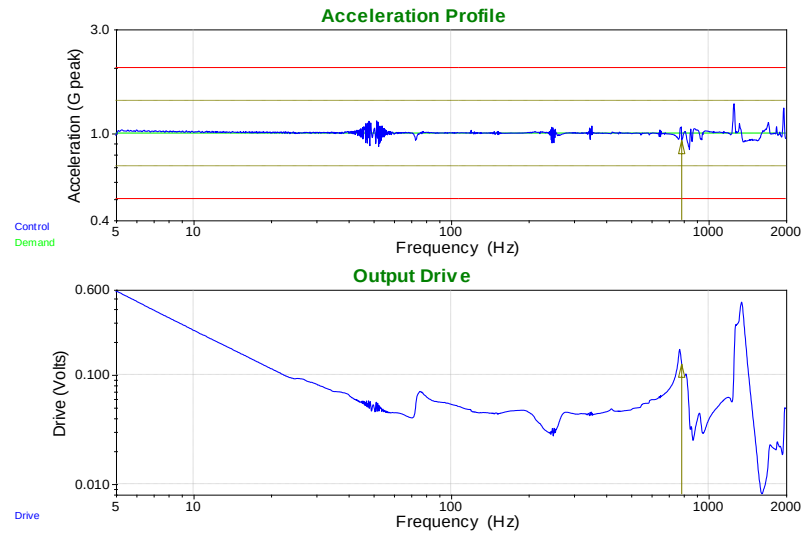
9.1.3.2 Y eksen

İTÜ pSAT II Şekil 9.14'teki gibi bağlanarak X eksenindeki verilerin aynısı girilerek teste sokulmuştur.



Şekil 9.14: Y eksen rezonans etüdü için yapılan bağlantı.

Y eksenindeki rezonans etüdü sonucunda da X ekseninde yapılan teste benzer şekilde yaklaşık 60-70 ve 95 Hz civarında düşük frekans modları, sonrasında 300-600Hz arasında birincil modlar ve gerçek rezonans frekansları 800-1000Hz ve 1400-1500 Hz arası gözükmemektedir (Şekil 9.15). Test mühendisi tarafından not edilen fiziksel bir faktör görülen düşük frekans modlarının, diğer kurumsal testlerde de aynen görülen, titreşim makinasının üstüne aparat takılmış halde biraz kaymış doğal frekanslarına karşılık gelmektedir. Bütün bu mod verisi altında sistem modları 45Hz'in üstünde olduğu not edilmiş ve bu eksen kalifikasyonu geçmiştir.



Şekil 9.15: Y eksen rezonans etüdü sonuçları.

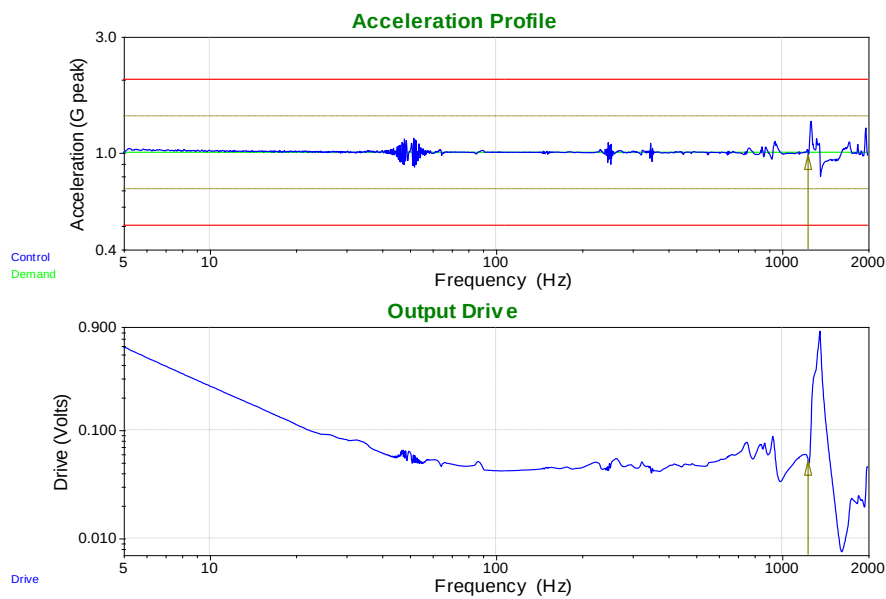
9.1.3.3 Z eksen

Şekil 9.16’da görüldüğü gibi yapılan test sonucunda, X-Y eksenlerinde olduğu gibi Z ekseninde baskın rezonans frekansı 1400-1500Hz arasında çıkmıştır (Şekil 9.17). Bunların dışında yaklaşık 100Hz civarında düşük frekans modları yine test mühendisi tarafından not edilen, titreşim masasına ait düşük frekans modları bulunmaktadır.



Şekil 9.16: Z eksen rezonans etüdü için yapılan bağlantı.

Rezonans etüdü testleri sonucunda bütün eksenlerdeki rezonans frekanslarının PSLV fırlatma aracı tarafından belirlenen şartların fazlasıyla üstünde olduğu gözlemlenmiştir. Rezonans frekansları yanal eksenlerde 45Hz, uzunlamasına ekseninde ise 90 Hz’yi rahatça geçmiştir.



Şekil 9.17: Z eksen rezonans etüdü sonuçları

9.1.4 Sinüs titreşimi testi

Sinüs titreşimi testi yanal eksen(X-Y) ve uzunlamasına ekseninde olmak üzere iki ekseninde uygulanmıştır. Yanal eksen bağlantı şekli Şekil 9.18’de, uzunlamasına eksenindeki bağlantı şekli ise Şekil 9.19’da görüldüğü gibidir.

Çizelge 9.3’te verildiği gibi sinüs titreşim testinde, uzunlamasına ekseninde de yanal ekseninde de titreşim başlangıç frekansı 5Hz, bitiş uzunlamasına ekseninde 10Hz, yanal ekseninde 8 Hz, 10mm’den en yüksek seviyeye kadar olması gerekmektedir. Temel amaç ise bu frekanslarda fırlatma aracından gelecek dinamik yüklere uydunun dayanıp dayanamayacağını test etmektir. Yapılan testlerde yeterlilik seviyesi biraz daha yükseltilerek yüksek genlik titreşim bitiş frekansı 14 Hz’e çekilmiştir. Böylece yüksek genlikte yeni bağlantıların problem yaratıp yaratmadığı hususunda biraz daha yüksek güven edilmiştir. Cihaza verilen girdiler Çizelge 9.3’teki değerler yerine Çizelge 9.4’teki şekilde güncellenmiştir.

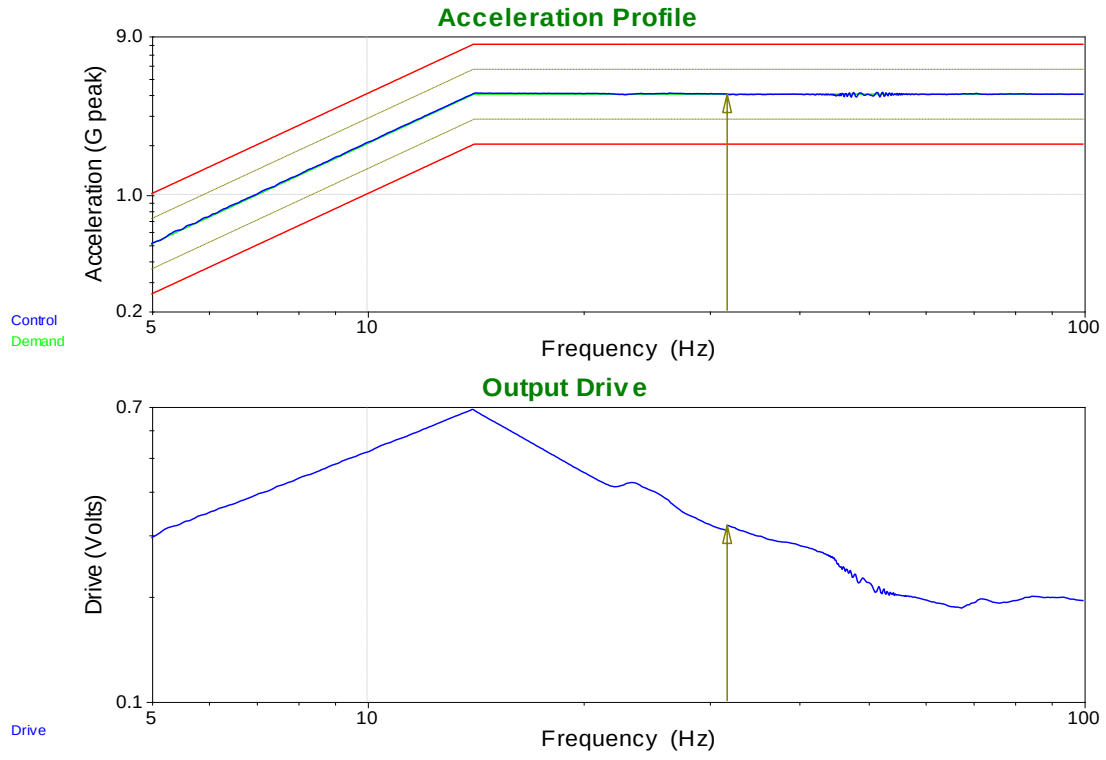
Çizelge 9.3: Sinüs titreşim testi verilmesi gereken girdileri.

Sinüs Titreşimi Testi Girdileri		Kabul Seviyesi	Yeterlilik Seviyesi
	Frekans	Genlik	Genlik
Uzunlamasına Eksen (Z)	5--10	8(mm)(0-en üste)	10(mm)(0-en üste)
	10--100	3(g)	4.5(g)
Yanal Eksen (X,Y)	5—8	8(mm)(0-en üste)	10(mm)(0-en üste)
	8--100	3(g)	4.5(g)
Süpürme Hızı		4 (oct/dak)	2 (oct/dak)

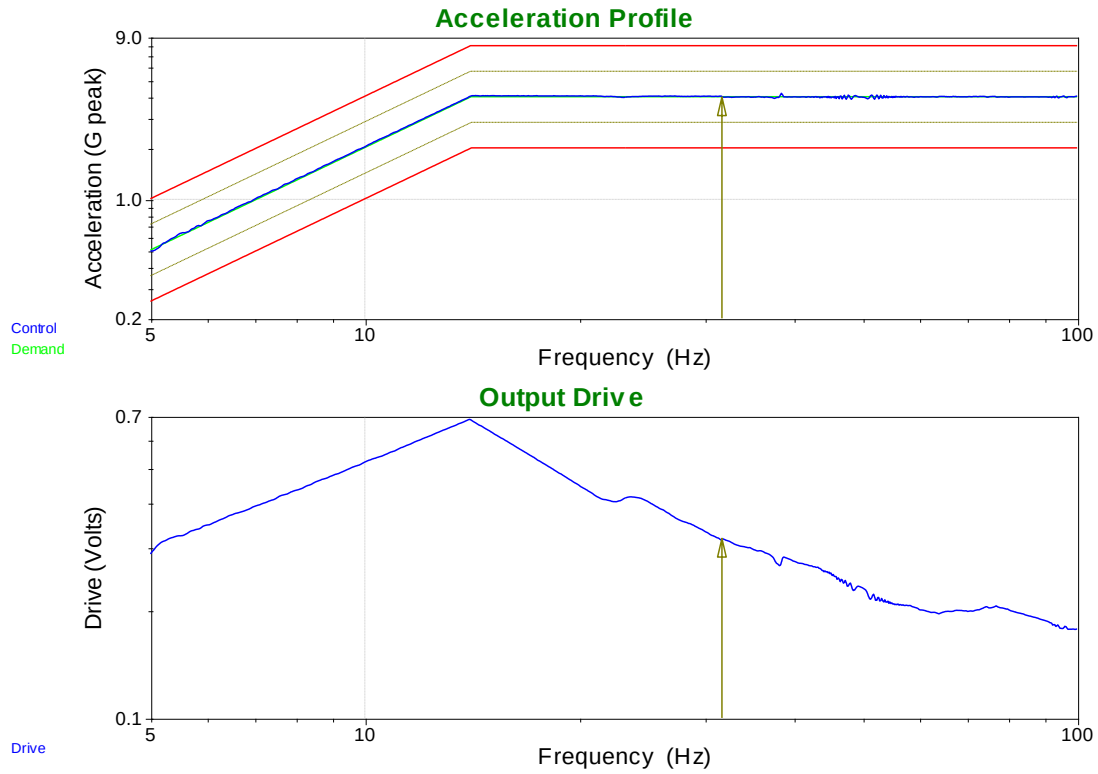
Çizelge 9.4: Sinüs titreşim testi güncellenmiş girdileri.

Sinüs Titreşimi Testi Girdileri		Kabul Seviyesi	Yeterlilik Seviyesi
	Frekans	Genlik	Genlik
Uzunlamasına Eksen (Z)	5—14	8(mm)(0-en üste)	10(mm)(0-en üste)
	14--100	3(g)	4.5(g)
Yanal Eksen (X,Y)	5—14	8(mm)(0-en üste)	10(mm)(0-en üste)
	14--100	3(g)	4.5(g)
Süpürme Hızı		4 (oct/dak)	2 (oct/dak)

Titreşim cihazı tarafından verilen sinüs titreşiminin profili X-Y eksenlerindeki Şekil 9.18, Z eksenindeki ise Şekil 9.19’da görülebilmektedir.



Şekil 9.18: X-Y eksenlerinde uygulanan sinüs titreşimi profili.



Şekil 9.19: Z ekseninde uygulanan sinüs titreşimi profili

PSLV tarafından belirtilen yeterlilik seviyesi test koşulları uygulanmıştır. Sonuç olarak uyduda görsel tarama yapılmış ve hiçbir problem-deformasyon görülmemiştir. Fonksiyonel testte sisteme güç verilmiş ve busa bağlanabilinmiştir.

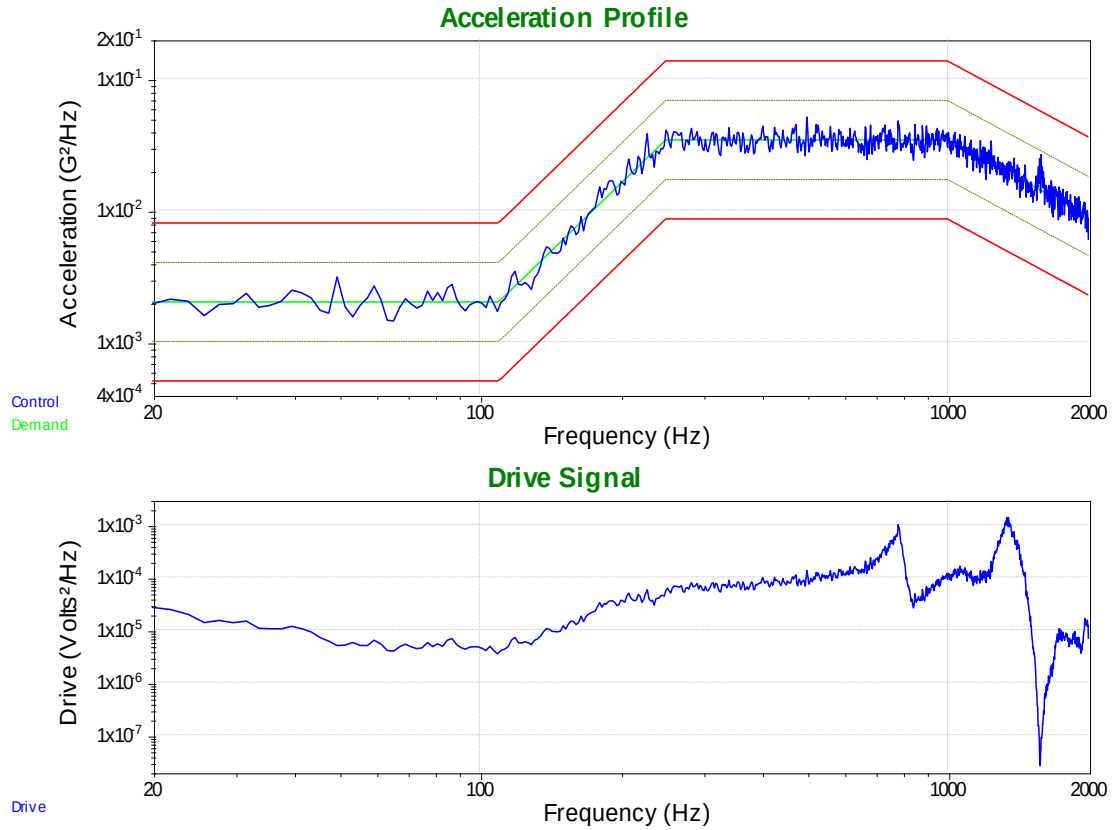
9.1.5 Rastgele titreşim testi

Rastgele titreşim testi de rezonans etüdünde olduğu gibi 3 farklı eksen de ayrı ayrı yapılmıştır. En üst seviyede, yani yeterlilik testleri seviyesinde yapılan rastgele titreşim belirtileri Çizelge 9.5’te verilmiştir.

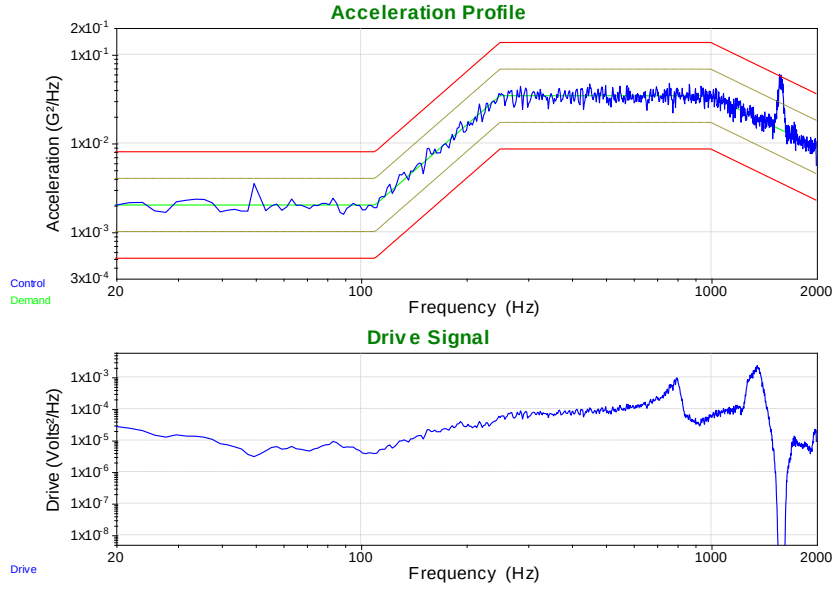
Çizelge 9.5: Rastgele Titreşim Test Seviyeleri – Kabul ve Yeterlilik

Rastgele Titreşim Testi Girdileri		Kabul Seviyesi	Yeterlilik Seviyesi
	Frekans(Hz)	Genlik(g^2/Hz)	Genlik(g^2/Hz)
Bütün Eksenler (X,Y,Z)	20	0,001	0,002
	110	0,001	0,002
	250	0,015	0,034
	1000	0,015	0,034
	2000	0,004	0,009
RMS İvmesi		4,47	6,7
Süre		60(san/eksen)	120(san/eksen)

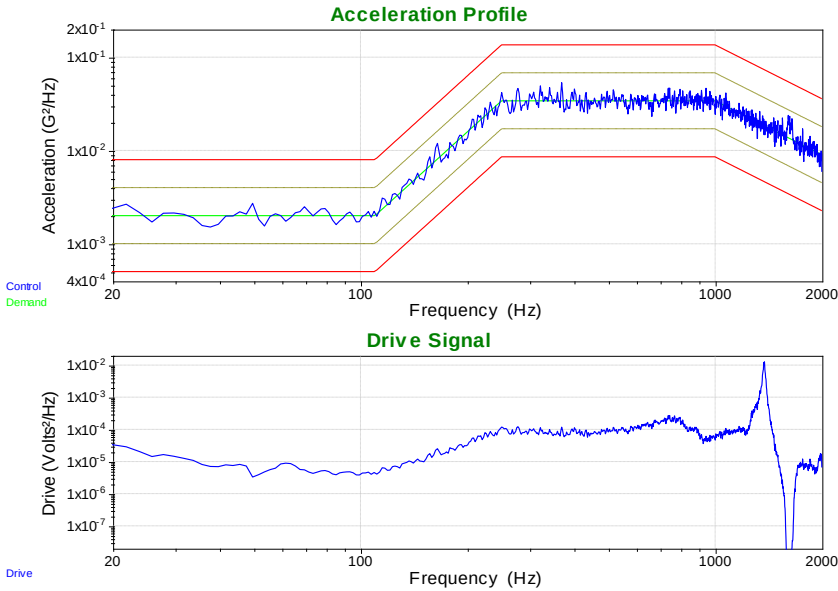
Titreşim profili bütün eksenlerde ayrı ayrı olarak aşağıdaki (Şekil 9.20,21,22) grafiklerde görülebilir.



Şekil 9.20: X eksenli rastgele titreşim profili.



Şekil 9.21: Y eksenli rastgele titreşim profili.



Şekil 9.22: Z eksenli rastgele titreşim profili.

Rastgele titreşim testleri sonucunda da İTÜ pSAT II karbon-fiber plakalar çıkarılarak hem görsel hem de fonksiyonel olarak kontrol edilmiştir. Hiçbir problem gözükmediği belirlenip uydunun titreşim testlerini başarıyla geçtiği kaydedilmiştir.

9.2 Vakum Testi

Uydu Şekil 9.23 ve 9.24’ te görülen iki kademeli turbo pompalı vakum odasında, uzaydaki vakumu simule edecek şekilde, 10^{-5} Torr basınç altında 24 saat bekletilmiştir. Uydunun vakum odasına girmeden önceki ağırlığı 2063,5 sonraki ağırlığı ise 2063 gramdır.



Şekil 9.23: Vakum odası.



Şekil 9.24: Vakum testi öncesi.

Yüksek seviyelerde gaz çıkışı olmamasındaki temel neden alt sistem üretimi sırasında a) PCB fırınında yapılan basit ısıl yüklemeler ve b) ısı tabancısı ile verilen bölgesel ısılar olduğu düşünülmektedir. Böylece kullanılan malzemeler içinde kalan hava ve gaz parçacıkları ısıtarak (ve doğal olarak bölgesel basınç artımı ile) üretim sırasında kaplamaları patlatarak çıkmıştır. Bu vakum testinde ise en son yapılan epoksileme işleminde kalan gaz parçacıklarının dışarı çıktığı düşünülmektedir.

Test sonrası sistem çalışmasında herhangi bir problem görülmemiştir. Testin bir kez daha tekrarlanması sonucu uyduda herhangi bir ağırlık kaybı gözlenmemiştir ve vakum testini başarı ile geçmiştir.

9.3 Termal Çevrim Testi

-35°C - +70°C arası termal çevrim testinde uydu Şekil 9.25'te görüldüğü gibi sıcak-soğuk fırın içerisine yerleştirilmiştir.



Şekil 9.25: Termal çevrim fırını.

Kalifikasyon için PSLV tarafından belirlenen çevrim süreleri ve sıcaklıkları dahilinde uydu fırında tutulmuştur. Bu süre ve sıcaklıklar şu şekildedir:

- Termal Çevrim Odası sıcaklığı 25°C'den başlanarak 70°C'ye kadar çıkarılır ve 70°C'de 2.5 saat bekletilir,
- Termal Çevrim Odası sıcaklığı -35 °C'ye getirilir ve bu sıcaklıkta 2.5 saat bekletilir,
- Termal Çevrim Odası sıcaklık 70°C'ye getirilir ve 2.5 saat bekletilir,
- Son olarak sıcaklık yine -35°C'ye indirilir ve bu seviyede 2.5 saat bekletilir,
- Termal Çevrim Odası oda sıcaklığına getirilir,
- Termal çevrim testi tamamlanır.

Fırında istenilen sıcaklıklara getirilirken fırının çevrim grafiğinde de görülebileceği gibi (Şekil 9.26) göz ardı edilebilecek sıcaklık kaymaları olmuştur. Test sonrası açılan uydu içerisinde sıcaklık değişimleri sebebiyle hiçbir sorun görülmemiştir.



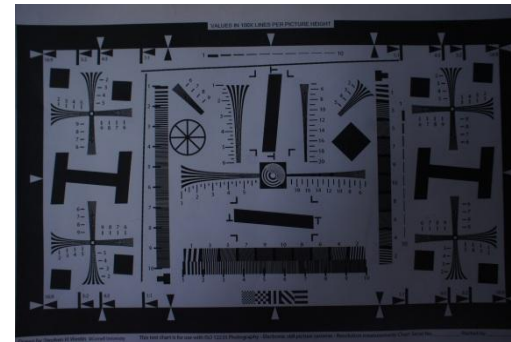
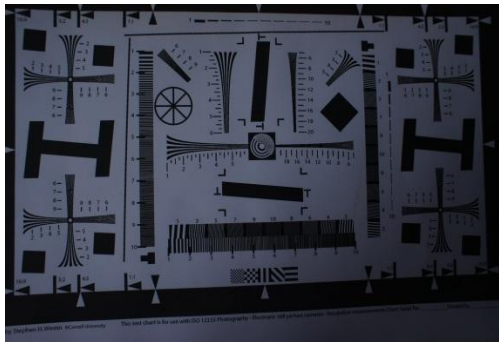
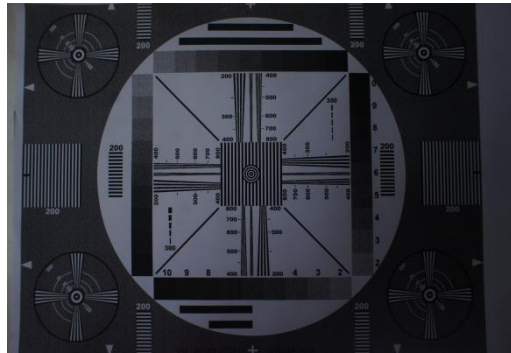
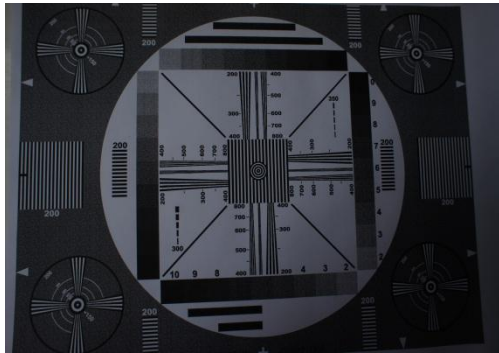
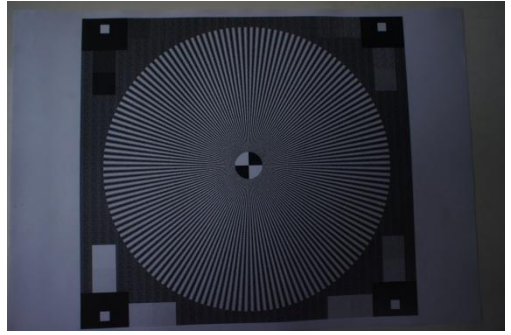
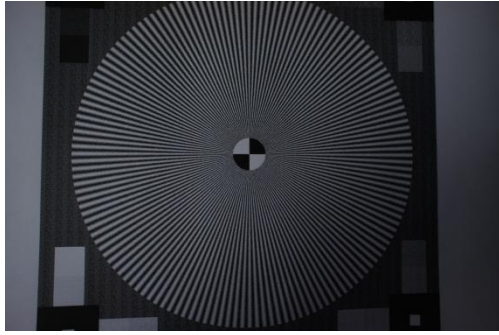
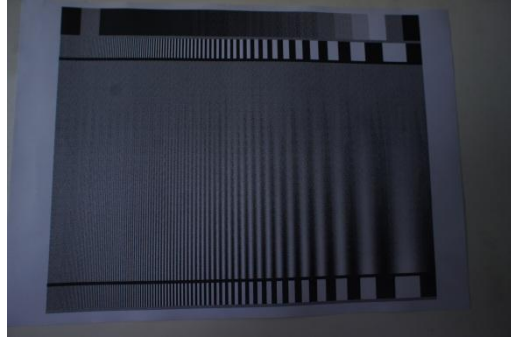
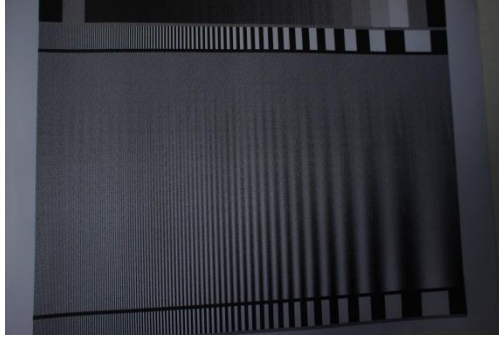
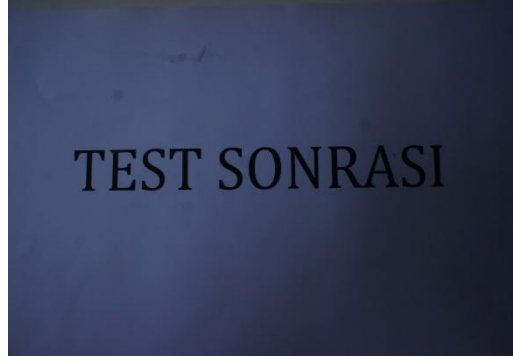
Şekil 9.26: Fırın termal çevrim grafiği.

9.4 Fonksiyonel Testler

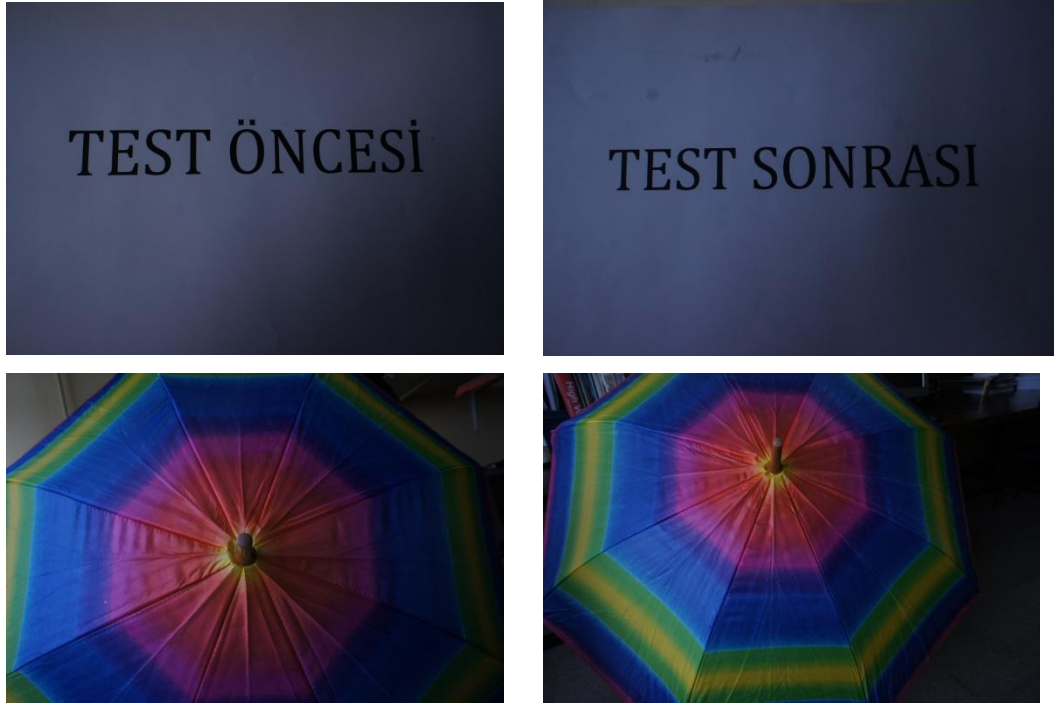
Çevresel testlerinin öncesinde ve sonrasında yapılan fonksiyonel testlerde, faydalı yük ünitesine programlanan fotoğraf çek komutu sonucu elde edilen verilerin (fotoğrafların) hem gerçekte hafıza ünitesinde olup olmadığı kontrol edilmiş, hem de resim kalitesi olarak karşılaştırılması yapılmıştır.

Bu testin temel amacı ise temel bus ve faydalı yük sisteminin çevresel testlerden sonra misyonu yapıp yapamayacağını ve alınan verinin kalitesinde herhangi bir ciddi düşme olup olmadığını anlamaktır. Test öncesi ve test sonrası alınan fotoğrafların siyah beyaz, şekil ve boyut ve ayrıca renk karşılaştırmaları yapılmıştır.

Konuyla ilgili test öncesi ve test sonrası fotoğraflar Şekil 9.27 ve Şekil 9.28’de görülmektedir. Standart optik kağıt çekimlerinde test sonrası verilerde bariz ve gözle görülür bir kayma veya şekil bozukluğu görülmemiştir. Sadece siyah beyaz renk tonunun beyazında açılma gözlenmektedir. Daha önce yapılan benzer uygulamalarda da benzer açılmalar bizzat yaşanmıştır. Bununla beraber çekim yapılan laboratuvarın gün saatine göre ışık durumu da etkili olabileceği düşünülmektedir.



Şekil 9.27: Kalifikasyon testi öncesi ve sonrası fonksiyonel test: sb.



Şekil 9.28: Kalifikasyon testi öncesi ve sonrası fonksiyonel test : RN.

Şekil 9.28'den de görülebileceği gibi renkli resimlerde de odanın ışıklandırması ve pozun duruş açısı farkları dışında genişletilmiş kalifikasyon testleri sonrası hiçbir ciddi renk farklılaşması ve kayma görülmemektedir.

Bunun dışında fonksiyonel testlerde, ek ve projenin yan bir amacı olarak, radyasyon sonucu oluşabilecek tekil olay bozuntularına karşı tasarımda yapılan donanım ve yazılım yedeklemelerinin verifikasyonu yapılmıştır. Burada veriler ve komutlar ADCS ve OBC bilgisayar sistemlerinin bellek ünitelerinde en basit manada yedekli olarak toplanmış ve karşılaştırılmıştır.

10. SONUÇ VE GELECEK ÇALIŞMALAR

TÜBİTAK 108M523 no'lu “Yönelim Kontrolüne Sahip Nano Uydular İçin Yüksek Yeterlilikli Platform Geliştirilmesi” projesi kapsamında piko ve nano uydu boyutlarında (1 - 10 kg) değişik görev yüklerine uyarlanabilen, aktif kontrollü bir platform yaratmayı hedeflemiştir. Bunu yaparken bu alanda geçmiş tecrübelerle dayanarak eksikliği görülen yüksek performanslı yönelme kontrolü, yapı ve mekanizmalar bazlı kilit teknolojileri geliştirmek amaçlanmıştır.

Özet olarak, proje kapsamında bütün alt iş paketleri bitirilip mühendislik modellerinin tamamının üretimi yapılarak test edilmiştir. Burada not edilmesi gereken önemli husus ise final uydu üretimi ve fırlatması gibi kalemlerin proje içinde yer almamasıdır. Bununla beraber geliştirilen alt sistemlerin entegre edilebileceği bir teknoloji demonstratörü mühendislik model uydusu yapılmıştır.

Projenin son safhasında, geliştirilen mühendislik modeli üzerinde uzay ve fırlatma ortam testleri (titreşim, vakum ve termal) yapılmıştır. Testler sırasında görülen problemler yeni komponent tasarım ve üretimleri ile çözülmüştür. Nihai mühendislik modeli komple test edilerek uzay ve fırlatma uygunluğu kalifiye edilmiştir.

Geliştirilen bu teknoloji demonstratörünün (kalifikasyon modelinin) uzayda verimli çalışması için doğal olarak bazı parçalarında (mesela daha yüksek verime sahip güneş hücresi gibi) daha pahalı komponentlere ihtiyaç duyacaktır.

Proje süreci ve çıktıları yaygın etki açısından bakıldığında,

- Ülkemizin nano ve piko uydu alt sistemleri konusunda kritik eksikliklerden bir kısmı giderilerek, üniversite ortamında piko ve nano ölçeğe uydu tasarım, test ve üretimi konusundaki kuramsal ve uygulamalı birikimin artırılmasına ve bu konularda teknoloji geliştirilmesi başarılmıştır,
- İleri teknolojinin nispeten düşük maliyetli olarak ülkemizin hizmetine sunulmasına vesile yaratılmıştır ve nano uydu alt sistemleri konusunda dış kaynak bağımlılık, ara mallar, elektronik komponentler, güneş hücreleri ve algılayıcılar dışında hemen hemen sıfıra indirilmiştir.

- Projede geliştirilen nano uydu platformu, üzerinde bilimsel deneyler taşıyabilecek kapasitededir. Böylece ülkemizde fizik, elektronik, astronomi ve biyoloji gibi temel bilimlerde mikro yerçekimi ortamında yapılması düşünülen çeşitli deneyler için ihtiyaç duyulan üniversite seviyesinde uzay tabanlı bir test uydusu elde edilmiştir.

Proje bitiminde yapılması hedeflenen çalışmalar ise alt sistemlerde gelinecek noktaların ilerletilmesi üzerinedir. Bu kapsamda YBKS bilgisayarı için, özellikle kodlama seviyesinde otomatik kod üretimine izin veren bilgisayar platformları alternatiflerine bakılmaktadır. Böylece YBKS yazılım geliştirme süreci hızlandırılarak, karmaşık algoritmaların daha rahat ve hızlı bir şekilde YBKS'ye gömülmesi sağlanacaktır. Bunların dışında, son üç senede daha da ilerleyen algılayıcı setleri takip edilmekte ve bunların platformun yeni sürümlerinde kullanımı araştırılmaktadır. Ayrıca manyetik burucunun değişik form faktörlerinde üretimi (çubuk gibi) ve manyetik dipolunun sargı tekniklerini ilerletilerek geliştirilmesi bir diğer hedefdir.

Proje kapsamında olmayan ama geliştirilmesinin olumlu olacağının düşünüldüğü güç regülasyon ve pil sistemi (EPS) üzerine ön çalışmalar başlamıştır. Daha önce pSAT I uydusu için benzer bir sistem geliştirildiğinden nispeten daha rahat bir geliştirme süreci olacaktır.

Bunların dışında özellikle YBKS test sisteminin daha da geliştirilmesi ve ilerletilmesi hedeflenmektedir. Otomatik kod jenerasyon opsiyonu bulunduran bir YBKS bilgisayarı ile lisans seviyesindeki öğrencilere de bitirme tezleri kapsamında, minimal gömülü yazılım geliştirme bilgisi ile ciddi uygulamalar yapabilme şansı olacaktır.

Ayrıca YBKS içinde yer alan tepki tekerlerinin ciddi bir ürüne dönüşmesi için uzun süreli çalışma testlerinin yapılması olumlu olacaktır. Özellikle bu testlerin oda sıcaklık şartlarından aşırı yüksek sıcaklıklarda ve sürekli (yıl mertebesinde) yüksek devirlerde olması daha mantıklı olacaktır. Bunun dışında YBKS algoritma seviyesinde özellikle çok çeşitli arıza senaryolarında kendini yeniden şekillendirebilen filtre ve kontrol uygulaması çalışması yapılabilecektir.

Yapı ve mekanizma konusunda, proje kapsamında geliştirilen pasif mekanizmalar dışında, aktif ve teleskopik açılma mekanizmaları nano ve piko uydular için açık bir araştırma ve uygulama noktasıdır.

Bütün bu hedef çalışmaların yanında, başka bir proje kapsamında fırlatmak amaçlı olarak yüksek verimli güneş hücrelerinden güneş panellerinin üretimi, Uçuş Modeli üretimi, yer istasyonu kurulumu ve fırlatma satın alınması hedeflenmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Cubesats, *Wikipedia, the free encyclopedia*. Alınma tarihi Nisan, 2012, adres: <<http://en.wikipedia.org/wiki/Cubesat>>
- [2] **Cubesat Design Specification REV. 12**, The Cubesat Program Cal Poly Sl, 2009
- [3] **Inalhan G. , Eren U., Baskaya E., Akay C.**(2012). “Design of a Flexible Nanosatellite Bus for Science Missions”, Proceedings of AIAA Space Conference, 2012
- [4] **Koyuncu E. ve Inalhan G.**, "Nano Uydular İçin Düşük Maliyetli Yıldız İzleyicisi Tasarımı: İTÜ PSAT II Uydusu Yıldız İzleyici Sisemi", III. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, UHUK , 2010
- [5] **Karadag B., Inalhan G.**, “Design, Production & Testing of a Micro-Pulsed Plasma Thruster for Nanosatellites”, Proceedings of International Conference on Student Small Satellites, CSSS, 2012
- [6] **Koyuncu E., BaskayaE.**, “ITU-pSAT II: High-precision Nanosatellite ADCSDevelopment Project”, Recent Advances in Space Technologies, RAST, 2011
- [7] **Baskaya E., Inalhan G.**, “A Precise ADCS Design for ITUpSAT II”, Proceedings of International Conference on Student Small Satellites, CSSS, 2012
- [8] **Emre Koyuncu, Melahat Cihan ve diğerleri** “Design and Development of ITU pSAT II : On Orbit Demonstration of a High-Precision ADCS for Nanosatellites”, ESA-GNC , 2011.
- [9] Kalman filter, *Wikipedia, the free encyclopedia*. Alındığı tarih Eylül 2011, < http://en.wikipedia.org/wiki/Kalman_filter >
- [10] **Greg Welch and Gary Bishop** “An Introduction to the Kalman Filter” 2006
- [11] **Dan Simon**, “**Kalman Filtering**” , Embedded Systems Programming June, 2001
- [12] **Maria Isabel Ribeiro**(2004) “Kalman and Extended Kalman Filters:Concept, Derivation and Properties” ,2004
- [13] **J. Dolengewicz, L. Whipple, and S. Wong**, “Next Generation Cubesat- A Modular and Adaptable Cubesat Frame Design” Document, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2010.

- [14] ISRO Homepage, Alınma tarihi Nisan 13, 2011, adres:
<<http://www.isro.org/Launchvehicles/PSLV/pslv.aspx>>
- [15] P-POD - Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III ICD (P-POD Mk III ICD)
User Manual
- [16] “Polar Satellite Launch Vehicle User Guide”, Mart 2005.
- [17] **Environment Levels for the ISIS Launch Campaign** “ISILaunch01”
ISIS.ISILaunch.EL.PSLV - Environment Levels, Mayıs2008
- [18] **Cihan M.**, “A New Conceptual Structure Design for Nanosatellites” Y.Lisans
Tezi, 2011
- [19] ” **Helmholtz Coils Instruction Manual**”, Ekim 2006
- [20] “**Kepeco Operational and Service Manual**”, Mayıs 2008
- [21] ”**Ettus USRP N Series Manual**”, Nisan 2011
- [22] **Universal Software Radio Peripheral**, *Wikipedia, the free encyclopedia*,
Alınmatarihi: Nisan 2012
<http://en.wikipedia.org/wiki/Universal_Software_Radio_Peripheral
>
- [23] **MIL-STD-1540C**, “Military Standards, Test Requirements For Launch, Upper-
Stage, and Launch Vehicles”, Department of Defense, 2009
- [24] “**Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles**”,
Aerospace Report , Eylül 2006

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: Mehmet Caner AKAY

Doğum Yeri ve Tarihi: Ankara, 21.05.1989

Adres: İhlamurdere Cd.si No:134 Park Apt. D:16 Beşiktaş/İstanbul

E-Posta: canerakay@gmail.com

Lisans: İTÜ Makina Fakültesi Makina Mühendisliği

Yüksek Lisans : İTÜ Savunma Teknolojileri Programı